В.Ю.Карфидов

Космонавтика

Том 1. Космонавтика СССР / России

Карфидов В.Ю.

КОСМОНАВТИКА

Краткий справочник

в 6-ти томах

Том 1. Космонавтика СССР / России

2022 г.

Карфидов В.Ю.

Космонавтика.

Краткий справочник в 6-ти томах. Том 1. Космонавтика СССР / России. - М.: Onebook.ru, 2022, 820 с., 564 илл., 134 табл., 3-я ред., исправленная и дополненная.

На первой стороне обложки: 1. Старт ракеты-носителя «Восток» 12.04.1961 г.
2. Ю.А.Гагарин. 12.04.1961 года.

На последней стороне обложки: Взлет возвратной ракеты АМС «Луна-16». 21.09.1970 г.

В настоящем справочнике собрана и систематизирована краткая информация о космических полетах пилотируемых кораблей и автоматических межпланетных станций, включая неудачные и отмененные запуски. Приведены сведения о некоторых неосуществленных проектах, а также о ракетах-носителях и о космонавтах, как совершивших полеты в космос, так и о нелетавших.

Первый том справочника содержит информацию о космонавтике Советского Союза (с 1958 по 1991 годы) и России (с 1992 по 2021 годы).

Настоящее издание первого тома является дополненным и исправленным переизданием выпущенного ограниченным тиражом в 2014 году первого тома справочника «Космические корабли: проекты и полеты». Том дополнен, в частности, дополнительными материалами по подготовке в СССР межпланетных пилотируемых экспедиций, а также статистическими данными по космическим полетам, осуществленным Россией в 2014-2021 годах. Также исправлены замеченные ошибки и внесены некоторые поправки.

© Карфидов В.Ю., 2022.

От автора

В настоящем справочнике собрана и систематизирована информация о космических полетах пилотируемых кораблей и автоматических межпланетных станций (АМС), публиковавшаяся как в различных печатных источниках, так и в сети Интернет. К сожалению, по ряду причин автор был лишен возможности придерживаться весьма полезной традиции указывать ссылку на источник для каждого приводимого в справочнике факта или параметра.

При пользовании справочником необходимо иметь в виду следующее:

1. Справочник охватывает период с 1958 по 2021 год.
2. В справочнике нет информации по запускам искусственных спутников Земли (ИСЗ), которые не являлись испытательными полетами по программе пилотируемых кораблей или автоматических межпланетных станций.
3. Все полеты, отличающиеся от полетов по орбите ИСЗ, в том числе полеты к Луне и в точки либрации (Лагранжа), считаются межпланетными.
4. Указываемые даты приведены, как правило, к декретному московскому времени.
5. Длительности полетов округлены до целых минут (кроме данных о пилотируемых полетах в томе 6).
6. В таблицах порядковые номера присваиваются только состоявшимся запускам. Строки таблиц с информацией по планировавшимся, но отмененным запускам, затонированы серым цветом.
7. В таблицах запусков отражены НЕ ВСЕ переносы стартов на более поздний срок.
8. Точно так же, за редкими исключениями, не указаны многочисленные перетасовки экипажей КК в процессе подготовки к полету.
9. Другие пояснения приведены в сносках непосредственно на страницах с уточняемыми данными.
10. Все рисунки и фотографии взяты из открытых источников.
11. Несмотря на длительный период составления справочника (а частично и из-за этого), автор не гарантирует отсутствие ошибок. Более того, автор уверен, что ошибки есть, и будет благодарен всем, взявшим на себя труд сообщить о найденных ошибках автору по адресу: vkarfidov@mail.ru.

Мои благодарности

Хочу высказать самую искреннюю благодарность коллективу редакции журнала «Новости космонавтики», профессионализм и творческая настойчивость авторов которого во многом облегчили мой труд.

Огромное спасибо также энтузиастам, знатокам и просто любителям истории космонавтики, с которыми я заочно мог общаться на форуме журнала «Новости космонавтики», и от которых узнал много полезного для себя.

Особая благодарность Сергею Хлынину, собравшему и предоставившему в пользование всем интересующимся самое большое в Интернете собрание печатных изданий по космонавтике.

Самое горячее «СПАСИБО!» Владимиру Молодцову, профессионалу, который неоднократно оказывал неоценимую помощь своими знаниями.

С огромным удовольствием высказываю благодарность Александру Аникееву за скрупулезный подбор цифр и фактов, многие из которых я смог найти только на его сайте.

Не могу не поблагодарить Андрея Красильникова за его статистический материал, тщательно собранный, обработанный и изумительно аккуратно оформленный.

Хочу сказать также спасибо коллективу соавторов сайта «Космическая энциклопедия ASTROnote», откуда я почерпнул много полезной информации.

Вадим Лукашевич помог своими советами улучшить структурное оформление справочника, а также предоставил некоторые эксклюзивные материалы, которые включены в настоящее издание 1-го тома, за что ему мои искренние благодарность и признательность.

И, конечно же, моя бесконечная благодарность моей супруге, Галине Ивановне Карфидовой, которая почти полвека наблюдала мои мучения сначала над бумажными рукописями, а потом за компьютером, и морально поддерживала меня, помогая не бросить это вечное копание в книгах, ксерокопиях, бумажных вырезках и ежедневное многочасовое просиживание за компьютером. Только благодаря ее безграничной стойкости этот справочник смог увидеть свет.

Новосибирский Академгородок – Москва – Люберцы – Красная Пахра,
1969 – 2022 г.г.

Карфидов Виктор Юрьевич

Краткая биографическая справка об авторе

Родился в 1951 году в глухом сибирском селе Леуши, Кондинского района, Тюменской области.

В 1969 году закончил Новосибирскую физматшколу №165 при НГУ.

В 1976 году закончил 6-й факультет (Летательные аппараты) Московского авиационного института им. С.Орджоникидзе по специальности «Прочность летательных аппаратов».

С 1976 года по 1990 год работал в отделе прочности КБ НПО «Энергия», в том числе по проекту «Энергия–Буран». Кандидат технических наук.

1990-2007 г.г. – работа в вертолетном КБ им. Н.И. Камова по проектам Ка-50 «Черная акула» и Ка-52 «Аллигатор».

2007-2013 г.г. – летно-испытательный комплекс ОАО «Гражданские самолеты Сухого». Участие в испытаниях самолета «Суперджет-100».

2013-2022 г.г. – летно-испытательный и доводочный комплекс ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева». Участие в испытаниях самолета МС-21.

СОСТАВ СПРАВОЧНИКА

Том 1. КОСМОНАВТИКА СССР / РОССИИ

Часть 1. Космические корабли 7
Часть 2. Космонавты СССР и России 447
Часть 3. Автоматические межпланетные станции 521
Часть 4. Ракеты-носители.....693
Приложение 1. Перечень сокращений и аббревиатур 813
Приложение 2. Список использованных источников.....818

Том 2. КОСМОНАВТИКА США

Часть 1. Космические корабли
Часть 2. Астронавты США
Часть 3. Автоматические межпланетные станции
Часть 4. Ракеты-носители

Том 3. КОСМОНАВТИКА ЕВРОПЫ И АЗИИ

Часть 1. Космические корабли
Часть 2. Космонавты
Часть 3. Автоматические межпланетные станции
Часть 4. Ракеты-носители

Том 4. МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПРОЕКТЫ

Часть 1. Космические корабли
Часть 2. Космонавты
Часть 3. Автоматические межпланетные станции
Часть 4. Ракеты-носители

Том 5. ЧАСТНАЯ КОСМОНАВТИКА

Часть 1. Космические корабли
Часть 2. Космонавты
Часть 3. Автоматические межпланетные станции
Часть 4. Ракеты-носители

Том 6. КОСМОНАВТИКА В ЦИФРАХ

Часть 1. Космические корабли
Часть 2. Космонавты
Часть 3. Автоматические межпланетные станции
Часть 4. Космодромы

Часть 1.

Космические корабли

Оглавление

ГЛАВА 1. ПРОЕКТЫ «ДОКОСМИЧЕСКОЙ» ЭРЫ 15
1.1. ПРОЕКТ ВР-190 17
1.2. ПРОЕКТЫ КК 1955 ГОДА 17
ГЛАВА 2. ПРОГРАММА «ВОСТОК» 19
2.1. ОБЪЕКТ ОД-2 21
2.2. ТЕМА «ВОСТОК» 21
2.3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ КК 1К 23
2.3.1. 1КП – прототип 23
2.3.2. 1К (11Ф61, «Восток-1») 23
2.4. ПИЛОТИРУЕМЫЙ КК «ВОСТОК» 3К 24
2.4.1. 3К (11Ф63, «Восток-3») 24
2.4.2. 3КА (11Ф63, «Восток-3А») 24
2.4.3. КК «Восток» серии 1963-1964 г.г. 25
2.5. КК «ВОСХОД» 27
2.5.1. 3КВ «Восход» 27
2.5.2. 3КД «Выход» («Восход-2») 28
2.5.3. КК «Восход» серии 1965 года 28
2.6. ПРОЕКТ КК «ВОСТОК» 5К 31
2.7. ПРОЕКТ КК «ВОСТОК» 7К 31
2.8. ФОТОРАЗВЕДЧИК КА «ВОСТОК» 38
2.9. КА, СОЗДАННЫЕ НА ОСНОВЕ КК «ВОСТОК» 38
ГЛАВА 3. ЛУННАЯ ГОНКА 43
3.1. ПРОЕКТ «СЕВЕР» 45
3.1.1. КК «Север» 45
3.1.2. Лунный КК «Север» 46
3.1.3. КК «Север-М» 46
3.1.4. Трансформация проекта «Север» 46
3.2. ЛУННАЯ ПРОГРАММА «СОЮЗ» 47
3.2.1. Проект Л1 – КК «Союз» для облета Луны 47
3.2.2. Проект Л2 – «Луноход» 1963 года 49
3.2.3. Проект Л3 – первая высадка на Луну 50
3.2.4. Проект Л4 – КК «Союз» на окололунной орбите 52
3.2.5. Проект Л5 – «луномобиль» для космонавтов 52
3.2.6. Варианты проекта Л1 53
3.3. В ОБЛЕТ ЛУНЫ 54
3.3.1. Лунный корабль ЛК-1 54
3.3.2. Программа УР-500 – 7К-Л1 55
3.4. ЭКСПЕДИЦИЯ НА ЛУНУ 62
3.4.1. Программа Н1-Л3 62
3.4.2. Проекты лунных экспедиций ОКБ-52 75
3.4.3. Другие лунные проекты 79
ГЛАВА 4. ПОДГОТОВКА МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ 87
4.1. ЭТАП I (1959-1964 Г.Г.) 89
4.1.1. Первые оценки (1959 г.) 89
4.1.2. Проект облетного ТМК (1959 г.) 89
4.1.3. Проект ТМК-Э (1960 г.) 90
4.1.4. Проекты 1961 года 91
4.1.5. Проект МПКК (1964 г.) 94

4.2. ЭТАП II (1966-1972 Г.Г.) 96
4.2.1. Проект «МАВР» 96
4.2.2. Проект «Аэлита» 97
4.3. ЭТАП III (1986-2000 Г.Г.) 101
4.3.1. Проект марсианской экспедиции 1986-87 года 101
4.3.2. Проект марсианской экспедиции 1989 года 107
4.3.3. Проект 1999 года 108
ГЛАВА 5. КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ «СОЮЗ» 113
5.1. ОРБИТАЛЬНЫЙ КК «СОЮЗ» 115
5.1.1. 7К-ОК «Союз» (11Ф615) 115
5.2. КК «СОЮЗ» ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ 123
5.2.1. 7К-П «Союз-П» 123
5.2.2. 7К-ППК «Союз-ППК» 123
5.2.3. 7К-Р «Союз-Р» (11Ф71) 124
5.2.4. 7К-ТК «Союз-ТК» (11Ф72) 124
5.2.5. 7К-ВИ «Союз-ВИ» (11Ф73) 125
5.2.6. 7К-ВИ «Звезда» (11Ф73) 125
5.2.7. ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730) 126
5.2.8. Комплекс 11Ф711 127
5.3. ТРАНСПОРТНЫЕ КК «СОЮЗ» 127
5.3.1. 7К-Т «Союз» (11Ф615А8 трехместный) 127
5.3.2. 7К-Т «Союз» (11Ф615А8) 127
5.3.3. 7К-Т(АФ) «Союз» (11Ф615А8) 128
5.3.4. 7К-ТА «Союз» (11Ф615А9) 128
5.3.5. 7К-ТМ «Союз М» (11Ф615А12) 141
5.3.6. 7К-ТМ (Ф) «Союз» 142
5.3.7. 7К-С «Союз-С» (11Ф732) 145
5.3.8. 7К-СТ «Союз Т» (11Ф732) 145
5.3.9. 7К-СТМ «Союз ТМ» 154
5.3.10. 7К-СТМ «Союз-спасатель» 154
5.3.11. 7К-СТМ «Союз ТМ» для МКС (11Ф732А51) 166
5.3.12. Проект «Союз ТММ» 170
5.3.13. Проект «Союз ТМС» 170
5.3.14. «Союз ТМА» (11Ф732А17) 170
5.3.15. «Союз ТМА-М» (11Ф732А47) 179
5.3.16. «Союз МС» 11Ф732А48 187
5.4. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПРОЕКТЫ НА БАЗЕ КК «СОЮЗ» 195
5.4.1. Восьмиместный КК – спасатель для МКС 195
5.4.2. Проект КК «Евро-Союз» 196
5.4.3. Коммерческий Проект DSE-Alpha 197
5.4.4. Проект «Союз ЛВ» 198
5.5. ГРУЗОВОЙ ВАРИАНТ «СОЮЗА» 199
5.5.1. 7К-ТГ «Прогресс» (11Ф615А15) 199
5.5.2. 7К-ТГМ «Прогресс М» (11Ф615А55) 203
5.5.3. ТКГ «Прогресс МТ» (11Ф615А75, 11Ф615А75М) 211
5.5.4. ТКГ «Прогресс М1» (11Ф615А55) 211
5.5.5. ГКМ «Прогресс М-СО» 212
5.5.6. ГКМ «Прогресс М-УМ» 212
5.5.7. ТКГ «Прогресс М2» (11Ф615А77) 215
5.5.8. ТКГ «Прогресс ММ» 215
5.5.9. ТКГ «Прогресс М3» 215
5.5.10. Корабль-модуль «Прогресс МКМ» 216

5.5.11. ТКГ «Прогресс М-М» (11Ф615А60) ... 217
5.5.12. ТКГ «Прогресс М1-М» (11Ф615А70) ... 217
5.5.13. ТКГ «Прогресс МС» 11Ф615А61 ... 220
5.5.14. ТКГ «Прогресс» повышенной грузоподъемности ... 223
5.5.15. Проект ТКГ ПГ ... 223
5.5.16. Проекты КА на основе ТКГ «Прогресс» ... 223
5.5.17. Грузовозвращаемый корабль (проект 1999 г.) ... 225
5.5.18. ТКГ «Союз ГВК» ... 225
5.6. СЕМЕЙСТВО КК «СОЮЗ» ... 225
ГЛАВА 6. ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ ... 227
6.1. РАННИЕ ПРОЕКТЫ ОКС ... 229
6.1.1. ОС – проект орбитальной станции 1960 года ... 229
6.1.2. ОКС «Север» ... 229
6.1.3. Тяжелая орбитальная станция ТОС ... 230
6.1.4. ОС-1 «Звезда» ... 230
6.1.5. Проект ТОС 1964 года ... 230
6.2. ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ НА БАЗЕ КК «СОЮЗ» ... 231
6.2.1. Проект малой ОКС «Союз-Р» ... 231
6.2.2. «Союз-Р» 11Ф71 ... 231
6.2.3. Орбитальная исследовательская станция «Союз-ВИ» ... 231
6.2.4. «Союз» – «Союз» – прообраз орбитальных станций ... 232
6.2.5. Коммерческая ОКС Mini Station 1 ... 233
6.3. ДОЛГОВРЕМЕННЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ 17К ... 234
6.3.1. ДОС 17К «Заря» ... 234
6.3.2. ДОС 17К «Салют» ... 235
6.3.3. Проект «Салют» – «Apollo» ... 239
6.3.4. Проект «Салют» – «Space Shuttle» ... 240
6.4. ВОЕННАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ «АЛМАЗ» ... 240
6.4.1. Проект ОПС «Алмаз» 1966 года ... 240
6.4.2. Орбитальный комплекс «Алмаз» 11Ф73 ... 242
6.4.3. ОПС «Алмаз» 11Ф71 ... 242
6.4.4. ОПС переходного этапа 11Ф71-Б ... 245
6.4.5. ОПС «Алмаз-К» (11Ф667) ... 245
6.4.6. Проект тяжелой ОПС ... 246
6.4.7. «Алмаз-Т» 11Ф668 ... 246
6.4.8. Проект ОПС «Алмаз-М» ... 247
6.4.9. Проект ОПС «Алмаз-Н» ... 247
6.4.10. Проект ОПС «Алмаз-П» ... 247
6.4.11. «Алмаз-1Б» ... 247
6.4.12. «Алмаз-2» ... 247
6.5. КОМПОНЕНТЫ ПРОГРАММЫ «АЛМАЗ» ... 252
6.5.1. Возвращаемая капсула КСИ 11Ф76 ... 252
6.5.2. Возвращаемый аппарат 11Ф74 ... 253
6.5.3. Проекты применения ВА 11Ф74 ... 256
6.5.4. ТКС 11Ф72 и ФГБ 11Ф77 ... 258
6.6. МИРНЫЕ НАСЛЕДНИКИ «АЛМАЗА» ... 260
6.6.1. Транспортный корабль-модуль 11Ф77М ... 260
6.6.2. «Самоходные модули» 77КС ... 261
6.6.3. Модули на основе 11Ф77 для МКС ... 263
6.6.4. Проекты КА на базе ФГБ 11Ф77 ... 263
6.7. ПРОЕКТЫ ТЯЖЕЛЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ ... 267
6.7.1. Проект ТОС 1969 года ... 267

6.7.2. Многоцелевой орбитальный комплекс 19К ... 267
6.7.3. Перспективная орбитальная станция ПОС ... 269
6.8. КОМПЛЕКС 27К – ДОС ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ ... 270
6.8.1. 17К «Салют» (11Ф715) ... 270
6.9. МОДУЛИ 37К ДООСНАЩЕНИЯ ДОС ... 283
6.9.1. Модули 37К НПО «Энергия» ... 283
6.9.2. Модули 37КС ... 283
6.9.3. Проект «самоходных» модулей НПО «Энергия» ... 284
6.9.4. Модули 37КБ для МКК «Буран» ... 284
6.10. ОРБИТАЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС «МИР» 27КС ... 285
6.10.1. Базовый блок 17КС ... 285
6.10.2. «Квант» ... 286
6.10.3. «Квант-2» ... 287
6.10.4. «Кристалл» ... 288
6.10.5. «Софора» ... 288
6.10.6. «Спектр» ... 289
6.10.7. 316ГК ... 290
6.10.8. «Природа» ... 291
6.10.9. «Мир» – 15 лет на орбите ... 292
6.10.10. Проект «Мир-МКС» ... 294
6.10.11. Хроника орбитального комплекса «Мир» ... 295
6.11. ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ НА БАЗЕ ДОС 17К ... 319
6.11.1. Орбитальный комплекс «Мир-2» ... 319
6.11.2. Судьба базового блока 17КС №12801 ... 324
6.11.3. Станции ДОС 17К ... 324
6.11.4. Радиотехническая орбитальная станция РОС-7К ... 325
6.12. БОЕВЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ ... 326
6.12.1. Проект «Каскад» ... 326
6.12.2. Проект «Скиф» ... 326
6.12.3. БОС для поражения наземных целей ... 327
6.12.4. Прототип БОС – «Полюс» ... 327
6.13. МЕЖДУНАРОДНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СТАНЦИЯ ... 328
6.13.1. Проект МКС ... 328
6.13.2. Российский сегмент МКС ... 328
6.13.3. Российские модули МКС ... 336
6.13.4. Грузовые транспортные корабли для МКС ... 352
6.13.5. Автономные КА, стыкующиеся с МКС ... 354
6.14. КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ ПОСЛЕ МКС ... 358
6.14.1. Высокоширотная орбитальная станция ... 358
6.14.2. Комплекс ОПСЭК ... 358
6.14.3. Национальная российская ОКС ... 359
6.14.4. Российская орбитальная станция (РОС) ... 360
6.14.5. Окололунная космическая станция ... 363
6.14.6. Российская орбитальная служебная станция ... 364
ГЛАВА 7. БЕСПАРАШЮТНАЯ ПОСАДКА КК ... 365
7.1. ПКА ОКБ П.В. ЦЫБИНА ... 367
7.2. ПРОЕКТЫ ОКБ В.М. МЯСИЩЕВА ... 367
7.2.1. «Пилотируемая ракета» ... 367
7.2.2. Ракетоплан «46» ... 367
7.2.3. Тема «48» ... 369
7.2.4. Тема «49» («ВКА-23») ... 370
7.3. КОСМОПЛАНЫ И РАКЕТОПЛАНЫ ОКБ-52 ... 371

7.3.1. Ракетопланы – перехватчики спутников ... 372
7.3.2. Космопланы ... 372
7.3.3. Экспериментальные ракетопланы ... 374
7.3.4. Легкий космический самолет (ЛКС) ... 374
7.4. РАКЕТОПЛАН ОКБ А.Н. ТУПОЛЕВА ... 375
7.5. ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ МГ-19 ... 376
7.6. ВОЗДУШНО-ОРБИТАЛЬНАЯ СИСТЕМА «СПИРАЛЬ» ... 377
7.6.1. Гиперзвуковой самолет-разгонщик ... 377
7.6.2. Орбитальный самолет ... 377
7.6.3. План отработки ВОС «Спираль» ... 380
7.6.4. Экспериментальный пилотируемый ОС ... 380
7.7. БЕСПИЛОТНЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ РАКЕТОПЛАНЫ ... 381
7.7.1. БОР-1 ... 381
7.7.2. БОР-2 и БОР-3 ... 381
7.7.3. БОР-4 ... 382
7.7.4. БОР-5 ... 383
7.7.5. БОР-6 ... 383
7.8. МНОГОРАЗОВЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ «БУРАН» ... 384
7.8.1. МКК ОС-120 ... 384
7.8.2. МКК ОК-92 ... 384
7.8.3. МКК «Буран» 11Ф35 ... 385
7.8.4. Полезный груз для МКК «Буран» ... 390
7.9. АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА «МАКС» ... 392
7.9.1. Проект «АКС-49» ... 392
7.9.2. Проект «АКС-49М» ... 392
7.9.3. Проект АКС «Бизань» и «Бизань-Т» ... 393
7.9.4. Проект АКС «МАКС» ... 394
7.9.5. «МАКС-ОС-П» ... 394
7.9.6. «МАКС-Т» ... 395
7.9.7. «МАКС-М» ... 395
7.9.8. «МАКС-Д» ... 395
7.9.9. Проект «Орел» ... 396
7.10. КРЫЛАТЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ ПОСЛЕ «БУРАНА» ... 398
7.10.1. Проекты МКК ОК-М ... 398
7.10.2. Ракетоплан МКР ... 400
7.10.3. Проект ВКС «Нева-Аякс» ... 401
7.10.4. Суборбитальные системы ЭМЗ им. В.М.Мясищева ... 402
7.10.5. МиГ-2000 ... 404
7.10.6. МиГ-АКС ... 404
7.10.7. ВКС ОКБ им. Туполева ... 404
7.10.8. Конкурс на многоразовый ВКС ... 404
7.10.9. Аэрокосмическое ралли ... 406
7.11. ПРОЕКТ МТК-ВП ... 407
7.12. ПИЛОТИРУЕМЫЙ КК РЕАКТИВНОЙ ПОСАДКИ «ЗАРЯ» ... 408
7.13. ДВУХМОДУЛЬНЫЙ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ ... 409
7.14. ПРОЕКТ ТПКА ... 410
7.14.1. Проект «Зарница» ... 410
7.14.2. ТПКА ... 411
7.14.3. Патент RU 2220077 ... 411
7.15. ПРОЕКТ «КЛИПЕР» ... 412
7.15.1. Проект 2004 года ... 413
7.15.2. Проект 2005 года ... 414

7.15.3. Эволюция проекта МКК «Клипер» ... 418
ГЛАВА 8. ПОИСК ЗАМЕНЫ КК «СОЮЗ» И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПЛАНЫ ... 419
8.1. КОНКУРС 2005 Г. НА РАЗРАБОТКУ МКК ... 421
8.2. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СХЕМ МКК ... 421
8.2.1. Проект ПТК ... 424
8.3. «РЫВОК» МУРТАЗИНА ... 426
8.3.1. Проект МКК «Рывок» ... 426
8.3.2. Проект «Рывок-2» ... 426
8.4. КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ ПК (РКК «ЭНЕРГИЯ», 2006 ГОД) ... 427
8.4.1. Этап I. МТКС «Клипер» ... 427
8.4.2. Этап II. Освоение околоземного пространства ... 427
8.4.3. Этап III. Лунная программа ... 427
8.4.4. Этап IV. Пилотируемые экспедиции на Марс ... 429
8.5. ПЕРСПЕКТИВНАЯ ПИЛОТИРУЕМАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА (ППТС) ... 430
8.5.1. ППК для полетов к ОКС ... 431
8.5.2. Лунный ППК ... 432
8.5.3. Завершение сотрудничества по программе ACTS ... 432
8.6. КОНКУРС НА НОВЫЙ КК ... 433
8.7. ПРОЕКТ ГКНПЦ ИМ. М.В.ХРУНИЧЕВА ... 434
8.7.1. Базовый ПТК ... 434
8.7.2. ЛПТК – Лунный ПТК ... 434
8.7.3. Дополнения к проекту ... 435
8.8. ПРОЕКТ РКК «ЭНЕРГИЯ» ИМ. С.П.КОРОЛЕВА ... 436
8.8.1. Основной вариант ... 436
8.8.2. Модификации ПТК ... 437
8.9. ВТОРОЙ ЭТАП РАЗРАБОТКИ ПТК НП ... 437
8.10. МКК «ОРЕЛ» («ФЕДЕРАЦИЯ») ... 439
ГЛАВА 9. ЛУННЫЕ ФАНТАЗИИ ... 441
9.1. ЛУННАЯ ПРОГРАММА (РКК «ЭНЕРГИЯ» 2019 Г.) ... 443
9.1.1. Окололунная станция ... 443
9.1.2. Лунный взлетно-посадочный корабль ... 443
9.1.3. Проект лунной базы РКК «Энергия» ... 444
9.2. ПРОЕКТ ЛУННОЙ БАЗЫ «PATRON MOON» ... 444

ГЛАВА 1. ПРОЕКТЫ «ДОКОСМИЧЕСКОЙ» ЭРЫ

1.1. Проект ВР-190

ВР-190 – первый в СССР проект летательного аппарата для пилотируемого полета в космос.

Проект КК ВР-190 разработали в 1946 году М.К.Тихонравов и Чернышев Н.Г., работавшие тогда в НИИ-1, с группой сотрудников. Проект предусматривал создание КК для полета двух человек по суборбитальной траектории с помощью модифицированной одноступенчатой немецкой ракеты А-4 (V-2). КК представлял собой отделяемую носовую часть РН, внутри которой должна была монтироваться герметичная кабина для двух человек. Старт планировалось производить вертикально для достижения максимально возможной высоты. Расчетная высота полета равнялась 190 км, в связи с чем проект и получил наименование ВР-190 (Вертикальная Ракета 190 км). Спуск и посадка КК должны были производиться на парашютах с использованием двигателей мягкой посадки.

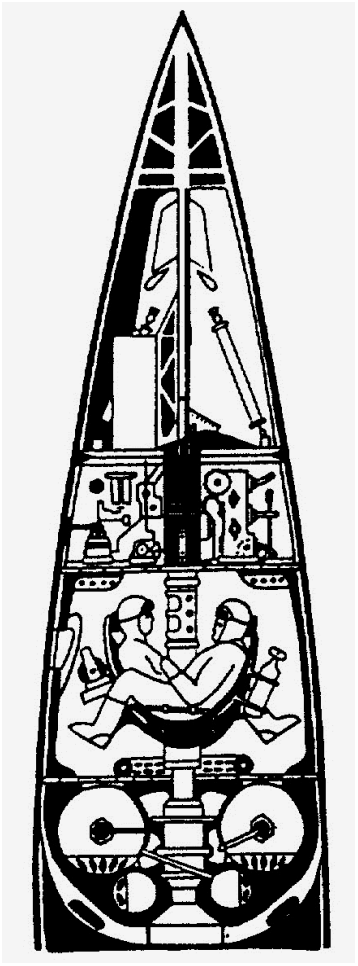


Рис. 1.1. КК ВР-190

Задачами проекта было:

- исследование влияния на организм человека кратковременной невесомости;
- измерение плотности, давления и состава верхних слоев атмосферы;
- отработка технических решений для последующих КК.

В проекте ВР-190 впервые были предложены следующие технические решения:

- парашютная система для возвращения КК;
- тормозные двигатели для мягкой посадки на Землю;
- пироболты для отделения КК от РН;
- датчик касания Земли для включения двигателей мягкой посадки;
- герметичная кабина с системой жизнеобеспечения;
- система двигателей малой тяги для управления ориентацией КК на заатмосферном участке.

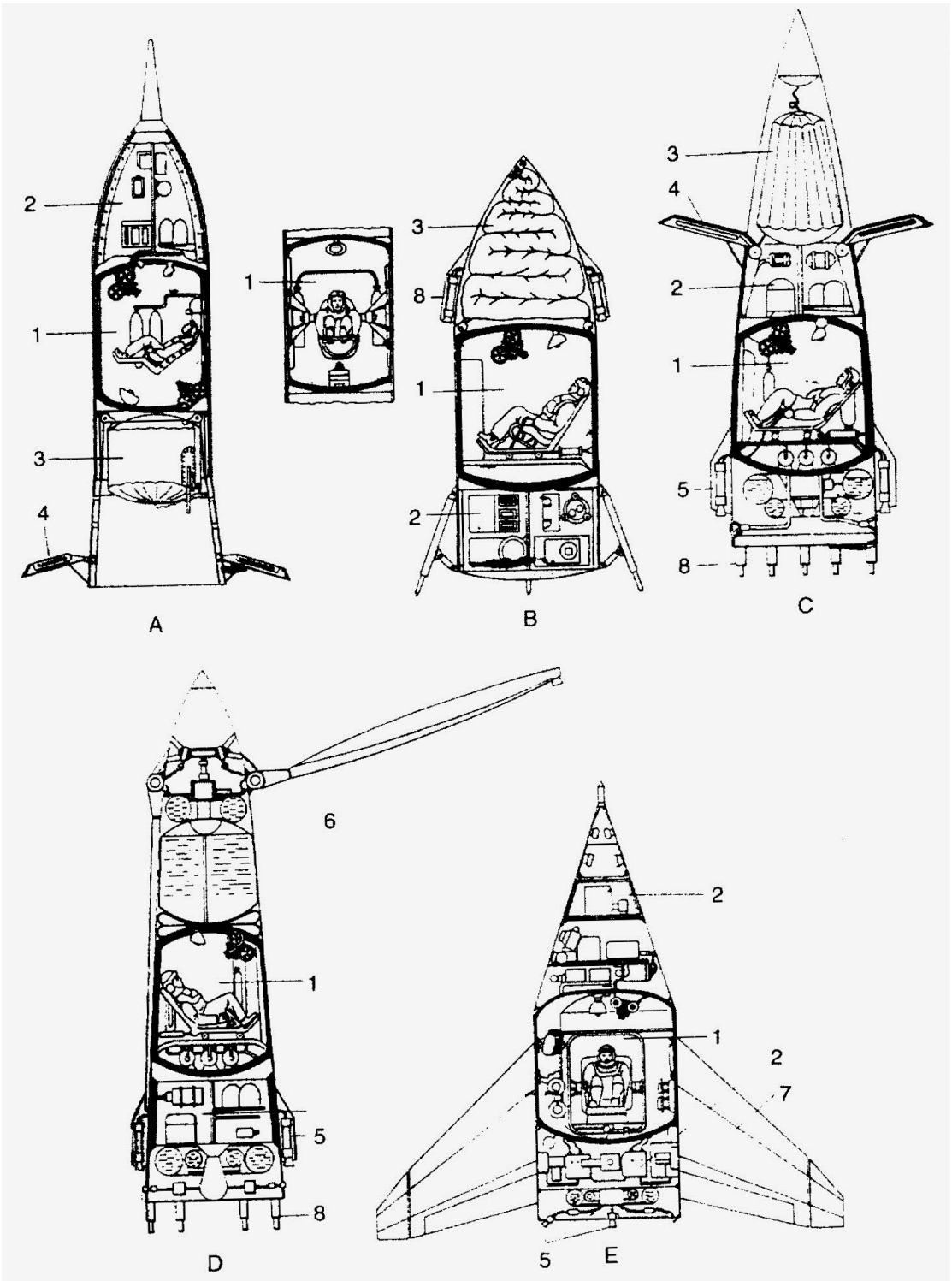
Несмотря на положительную реакцию И.Сталина и Министерства авиации СССР, средства на реализацию проекта ВР-190 не были выделены. Тихонравов и Чернышев перешли на работу во вновь созданный НИИ-4, где эта тема получила название «Ракетный зонд».

Начиная с 1948 года, когда производство ракет А-4 под названием Р-1 было освоено силами ОКБ-1, с советского полигона Капустин Яр был произведен ряд высотных пусков различных вариантов ракеты Р-1 с собаками. Собаки находились в герметичных контейнерах, которые совершали спуск на парашюте. К 1955 году созрела идея заменить собак человеком, для чего требовалось создать контейнеры существенно большей массы и отработать системы их возвращения. В этих работах использовались идеи, рожденные в проекте ВР-190.

1.2. Проекты КК 1955 года

В 1955 году в ОКБ-1 было разработано несколько проектов КК с системами жизнеобеспечения и возвращения, рассчитанные на запуск по суборбитальной траектории ракетой-носителем Р-2А. Максимальная расчетная высота полета – 200 км. Время пребывания в невесомости – около 15 минут.

На рис. 1.2 показаны общий вид и основные особенности проектов этих КК.



A – КК, возвращаемый на парашюте с использованием воздушных тормозов-стабилизаторов

B – КК, возвращаемый на парашюте с использованием РДТТ мягкой посадки

C – КК, возвращаемый на парашюте с использованием воздушных тормозов-стабилизаторов и двигателей мягкой посадки

D – КК, использующий для посадки роторный (вертолетный) винт и двигатели мягкой посадки

E – КК, совершающий планирующий спуск и посадку.

1 – герметичная кабина
2 – оборудование
3 – парашютная система
4 – воздушные тормоза-стабилизаторы
5 – стабилизирующее сопло
6 – ротор
7 – крыло
8 – двигатели мягкой посадки

Рис. 1.2. Проекты суборбитальных КК 1955 года

ГЛАВА 2. ПРОГРАММА «ВОСТОК»

2.1. Объект ОД-2

Работы по созданию орбитального корабля начались в ОКБ-1 в начале 1958 года. В августе 1958 года был выпущен отчет, подписанный К.П.Феоктистовым, М.К.Тихонравовым и К.Д.Бушуевым и утвержденный Главным Конструктором С.П.Королевым, который назывался «Предварительное исследование проблем создания спутника Земли с человеком на борту (Объект ОД-2)» (объектом ОД-1 был назван возвращаемый спутник-фоторазведчик). В этом отчете подводились итоги работы по практическому проектированию пилотируемого орбитального корабля. Название ОД означало «Ориентируемый, на базе объекта Д[1]».

В отчете было представлено четыре проекта одноместного пилотируемого КК ОД-2. Конструктивно во всех четырех вариантах КК состоял из двух отсеков: спускаемого аппарата (СА) сферической формы и приборного отсека (ПО).

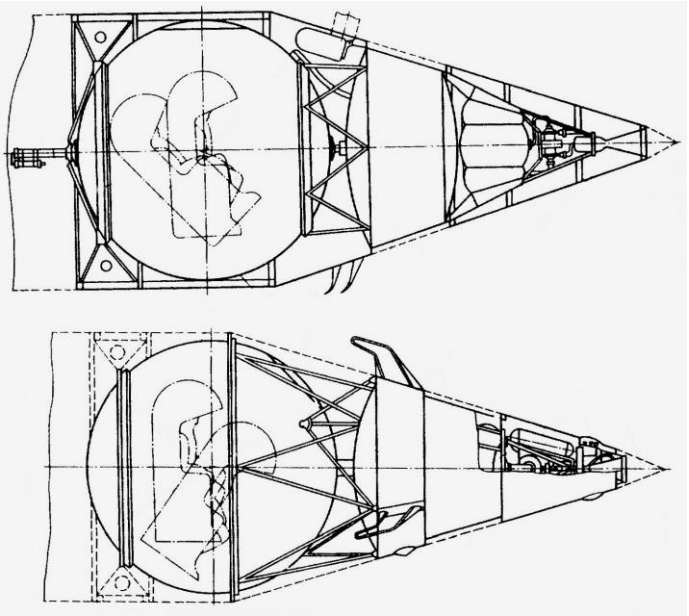


Рис. 1.3. КК ОД-2 (2 варианта)

В трех вариантах ПО имел форму конуса, расположенного впереди СА. За основу конструкции ПО был взят объект Д. В ПО размещалось электронное оборудование и система управления. В носовой части ПАО устанавливалась тормозная двигательная установка.

В четвертом варианте КК приборный отсек предлагалось выполнить в виде тора, установленного в основании сферы.

В СА размещалось катапультируемое кресло пилота, которое выполняло двойную функцию: являлось частью системы аварийного спасения при аварии РН на участке выведения, а также служило штатным средством обеспечения безопасной посадки пилота при нормальном завершении полета.

Длина КК от 4,5 м до 6,0 м, максимальный диаметр – 2,58 м. Диаметр СА – 2,40 м. Масса КК от 5,0 до 5,5 т, в том числе масса СА – более 3,0 т.

КК рассчитывался на длительность полета до 10 суток при высоте орбиты 250 км. Выбранная высота в случае отказа ТДУ обеспечивала естественное торможение и сход КК с орбиты до истечения 10-суточного срока.

Программой полетов предполагалось выполнить сначала суборбитальные испытательные полеты КК с собаками, затем 1-2 орбитальных полета, также с собаками. Первый пилотируемый полет намечался на декабрь 1960 года.

2.2. Тема «Восток»

В начале 1959 года облик объекта ОД-2 окончательно сформировался. Приборный отсек, который получил форму двух конусов, сложенных вместе основаниями, был помещен позади СА. Тогда же было принято решение прекратить разработку объекта ОД-1 (беспилотный фоторазведчик) с пассивной системой ориентации, а за основу спутника-фоторазведчика взять КК ОД-2, для которого разрабатывалась активная система ориентации. Таким образом, беспилотные спутники фоторазведки и пилотируемые КК должны были создаваться на базе одной конструкции, причем, первоочередной считалась задача создания спутника-разведчика. Поскольку и для пилотируемого КК, и для спутника-фоторазведчика главной задачей являлось успешное возвращение СА

[1] Объект Д – искусственный спутник, запущенный 15.05.1958 года (3-й искусственный спутник).

с околоземной орбиты, то от суборбитальных полетов было решено отказаться, так как для отработки системы возвращения они были практически бесполезны.

Работы по созданию серии космических аппаратов на базе объекта ОД-2, получили общее наименование «Тема «Восток»». В соответствии с этим разрабатываемые КА также стали называться «Восток» с добавлением номера либо буквенного обозначения модификации.

В разработке находилось несколько вариантов КК «Восток», которым были присвоены номера с индексом «К»:

- 1К – экспериментальный КК;
- 2К – спутник обзорной фоторазведки;
- 3К – простейший пилотируемый корабль–спутник;
- 4К – спутник детальной фоторазведки;
- 5К – маневрирующий пилотируемый КК.

Позднее проектировался еще один вариант КК – 7К, или «Восток-7» – КК, оборудованный аппаратурой сближения и стыковки.

В таблице ниже приводится схема обозначений, использовавшаяся в работах по теме «Восток».

Табл. 1.1. Обозначения КК «Восток»

Проектные обозначения ОКБ-1[1]	Названия, применявшиеся в переписке	Чертежное обозначение	Название, используемое Министерством Обороны	Книга[2] «Творческое наследие С.П.Королева»	Название в средствах массовой информации
1К	Восток-1	11Ф61		Восток-А	Корабль-спутник
2К	Восток-2	11Ф62	Зенит-2	-	Космос
3К	Восток-3	11Ф63		Восток-Б	Корабль-спутник
3КА	Восток-3А	11Ф63		Восток-В	Восток, Восток 1-6
3КВ	Восход			Восход	Восход
3КД	Выход			Восход-2	Восход-2
4К	Восток-4	11Ф64, 11Ф69	Зенит-4	-	Космос
5К	Восток-5	-		-	-
7К	Восток-7	-		Восток-Ж	-

[1] В 1959 году в ОКБ-1 при создании системы обозначений проектов КК зародилась традиция присваивать космическим аппаратам гражданского назначения нечетные номера, а КА военного назначения – четные. Такая система просуществовала примерно до конца 1970-х годов.

[2] Полное наименование: «Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева», М.: «Наука», 1980.

2.3. Экспериментальный КК 1К

2.3.1. 1КП – прототип

1КП (1К прототип) – опытный вариант КК «Восток» для проверки правильности закладываемых конструкторских решений. Главной задачей являлась проверка работы систем ориентации и ТДУ. В КК отсутствовала система жизнеобеспечения, спускаемый аппарат (СА) не имел теплозащитного покрытия и не был рассчитан на возвращение на Землю.

Был изготовлен и запущен один КК типа 1КП. Запуск произведен 15.05.60 г., КК получил название «1-й корабль-спутник». Из-за ошибочной работы системы ориентации КК перед выдачей тормозного импульса был сориентирован в обратном направлении, и ТДУ не затормозила КК, а перевела его на более высокую орбиту, где и произошло разделение отсеков.

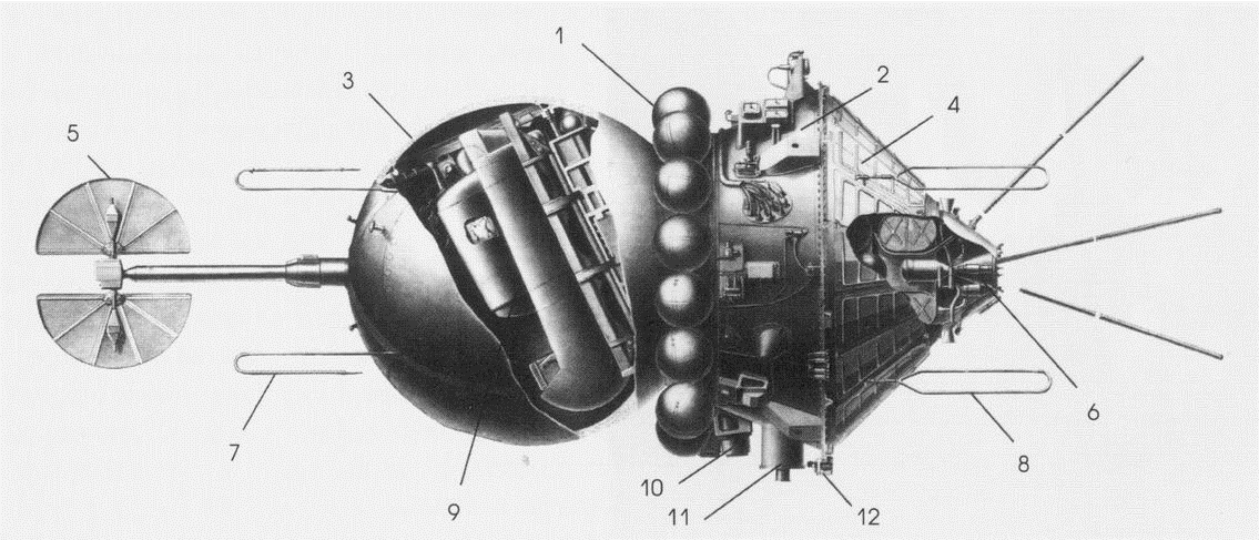
2.3.2. 1К (11Ф61, «Восток-1»)

1К (11Ф61) – экспериментальный КК для отработки систем ориентации и возвращения. В катапультируемой капсуле монтировался контейнер с двумя собаками.

Было изготовлено шесть КК этого типа, два из которых были запущены в космос в июле и августе 1960 г. (КК №2 и №3). Первый пуск был неудачным из-за аварии РН. В КК №3 были запущены собаки Белка и Стрелка, успешно возвращенные на Землю. После этого успешного полета было решено четыре других КК 1К переделать в вариант 3КА для полета человека, и два корабля – №3 и №4, – были успешно переделаны (КК 3КА №1 и №2).

Переделку КК 1К №5 и №6 отменили после катастрофы МБР Р-16 24.10.60 г. и последовавшего переноса первого пилотируемого полета с декабря 1960 г. на весну 1961 г. Эти два КК были использованы в испытательных запусках в декабре 1960 г.

Всего были произведены запуски четырех КК этого типа. Успешно возвращен на Землю СА только одного КК – №3 («2-й корабль-спутник»). Два запуска были неудачными из-за аварии РН, один КК разрушился при торможении в плотных слоях атмосферы («3-й корабль-спутник»).



1. Баллоны со сжатым газом системы ориентации
2. Приборный отсек
3. Спускаемый аппарат
4. Жалюзи системы терморегулирования
5. Солнечная батарея
6. Тормозная двигательная установка
7. Антенны командной радиолинии
8. Антенны телеметрических систем
9. СА с катапультируемой капсулой
10. Научная аппаратура
11. Построитель вертикали
12. Датчик ориентации по Солнцу

Рис. 1.4. КК «Восток» 1К

2.4. Пилотируемый КК «Восток» 3К

2.4.1. 3К (11Ф63, «Восток-3»)

Первоначальный проект пилотируемого КК 3К представлял собой простейший пилотируемый корабль-спутник. КК состоял из сферического спускаемого аппарата (СА) и приборного отсека (ПО) с системой ориентации и тормозной двигательной установкой (ТДУ).

Корабль 3К должен был иметь герметичную катапультируемую капсулу пилота, позволявшую при аварийных ситуациях производить катапультирование на высотах до 90 км. Пилот должен был в течение всего полета находиться без скафандра в капсуле, обеспечивающей защиту космонавта от скоростного напора и аэродинамического нагрева при катапультировании и спуске с больших высот. Этот способ обеспечения безопасности пилота почти сразу был забракован, и на КК 3К была перенесена схема спасения пилота, предназначавшаяся для корабля 5К.

По этой схеме пилот находился в скафандре в катапультируемом кресле, которое оборудовалось аэродинамической и реактивной системами стабилизации и тепловой защитой. При авариях РН на участке выведения на высотах до 60 км производилось катапультирование, и кресло с пилотом по инерции совершало подъем до высоты 125 км, а затем спуск с баллистическим торможением в атмосфере. Создание скафандра и систем стабилизации кресла требовало времени, что задерживало создание КК и проведение пилотируемого полета, поэтому была принята другая схема спасения пилота в аварийных ситуациях. Новый вариант КК получил обозначение 3КА.

2.4.2. 3КА (11Ф63, «Восток-3А»)

В начале 1960 года для сокращения сроков создания пилотируемого КК в конструкцию КК «Восток» 3К был внесен ряд упрощений, одним из которых являлся отказ от кресла, оборудуемого теплозащитой и системами стабилизации. По новой схеме катапультирование производилось только при аварии РН на высоте до 5 км. В случае аварии на бóльших высотах выполнялось разделение отсеков КК, как при штатном возвращении с орбиты, и катапультирование после снижения СА до высоты 6,5 км. Космонавт вместо скафандра, обеспечивающего защиту при полной разгерметизации СА, был облачен в защитный костюм с гермошлемом, рассчитанный на меньший уровень защиты. Упрощенный вариант КК получил обозначение 3КА.

Нормальное завершение полета КК происходило следующим образом: выполнялась ориентация КК соплом ТДУ вперед; включалась ТДУ; после торможения отсеки разделялись, и СА переходил на траекторию спуска. Спуск в атмосфере происходил по баллистической траектории. Максимальные перегрузки при торможении в атмосфере до 8 g. Космонавт после прохождения плотных слоев атмосферы на высоте 7-10 км катапультировался и совершал приземление на парашюте диаметром 10,3 м. Скорость приземления космонавта – 5 м/с. СА также приземлялся на парашюте. Диаметр парашюта СА 27,0 м, посадочная скорость 10 м/с.

Диаметр СА – 2,3 м, масса 2,46 т, атмосфера в СА – близкая к земной, объем, свободный от оборудования – 1,6 м^3. Масса КК – около 4,7 т, длина (без антенн) 4,4 м, максимальный диаметр 2,43 м.

Система ориентации КК состояла из двух комплектов по 8 газовых реактивных двигателей в каждом. Двигатели работали на сжатом азоте, тяга каждого двигателя – 1,5 кгс. Тяга ТДУ – 1,6 тс.

КК «Восток» не имел дублирующей ТДУ, поэтому для КК выбиралась такая высота орбиты, чтобы при отказе ТДУ произошло естественное торможение СА в верхних слоях атмосферы за 2,5-7,5 суток. Система жизнеобеспечения (СЖО) была рассчитана на 10 суток полета.

Для запусков КК «Восток» использовалась РН 8К72 «Восток», которая отличалась от РН, применявшейся для запуска первых ИСЗ, специально разработанной третьей ступенью.

Для полетов на КК «Восток» 3КА в 1960 году была набрана первая группа космонавтов в составе 20 человек. Позже, в 1962 году, был произведен набор женской группы космонавток.

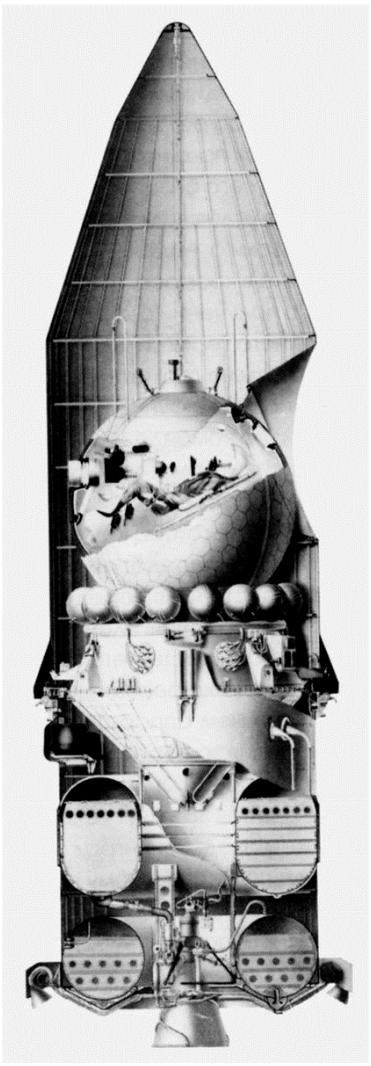
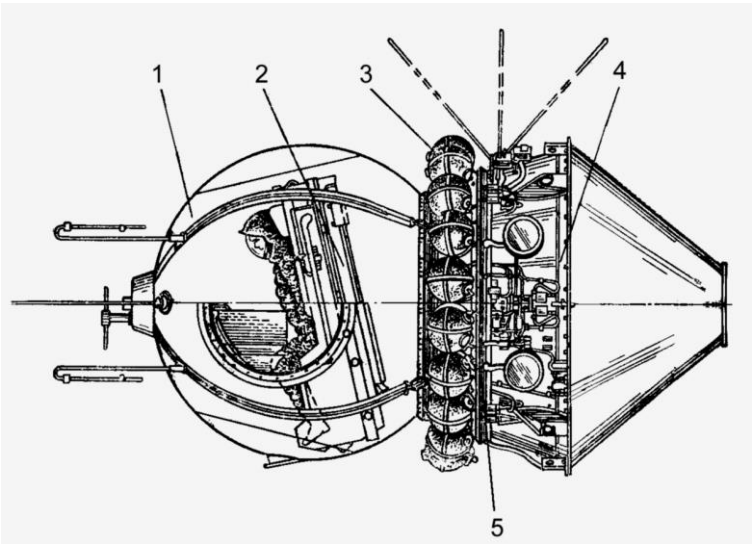


Рис. 1.5. КК «Восток» 3КА под обтекателем и 3-я ступень РН



1 – спускаемый аппарат
2 – катапультируемое кресло
3 – баллоны со сжатым газом
4 – отсек ТДУ
5 – приборный отсек

Рис. 1.6. КК «Восток» 3КА

10.09.60 г. руководству страны была подана заявка на разрешение выполнить в декабре 1960 года пилотируемый полет КК «Восток» 3КА, однако этот срок выдержать не удалось. 24.10.60 г. на космодроме Байконур при подготовке к старту МБР Р-16 произошла катастрофа с многочисленными жертвами. Все подготовительные работы были приостановлены.

В марте 1961 года были успешно проведены два испытательных полета КК 3КА, а 12.04.61 г. летчик-космонавт СССР Ю.А.Гагарин совершил первый в мире пилотируемый полет в космос на КК «Восток» 3КА №3. На КК этого типа в течение 1961-1963 годов было выполнено еще 5 пилотируемых полетов. Основные сведения о запусках КК «Восток» приведены в табл. 1.2.

Всего было изготовлено 12 КК «Восток» 3КА, восемь из которых совершили полеты (два – в беспилотном варианте, и шесть – пилотируемые). Оставшиеся неиспользованными четыре КК были доработаны под варианты 3КВ и 3КД.

В связи с развернувшимися работами по КК «Союз», а также по программам КК «Восход» и «Выход», изготовление одноместных КК «Восток» 3КА после 1963 года было прекращено, хотя С.П.Королев некоторое время отстаивал необходимость постройки еще 8-10 таких КК, возможно, в модифицированном виде.

2.4.3. КК «ВОСТОК» СЕРИИ 1963-1964 Г.Г.

В 1963-64 годах в ОКБ-1 рассматривались различные варианты модификаций КК 3КА. Были утверждены и реализованы два варианта, получившие обозначения 3КВ «Восход» и 3КД «Выход» («Восход-2»). Рассмотренные ниже другие варианты модификации (3КБ «Восток», 3КВ «Восток» и 3КГ «Восток»[1]) не вышли из стадии эскизных проработок, и не реализовывались. Вариант КК 3КУ стал известен в дальнейшем под названием «Восток-Ж» (см. п. 2.7).

[1] Обозначения этих модификаций являются предположительными.

КК 3КБ «Восток» (высотный) – проект модификации одноместного КК 3КА для выполнения длительных полетов на высотах до 1 000-1 200 км.

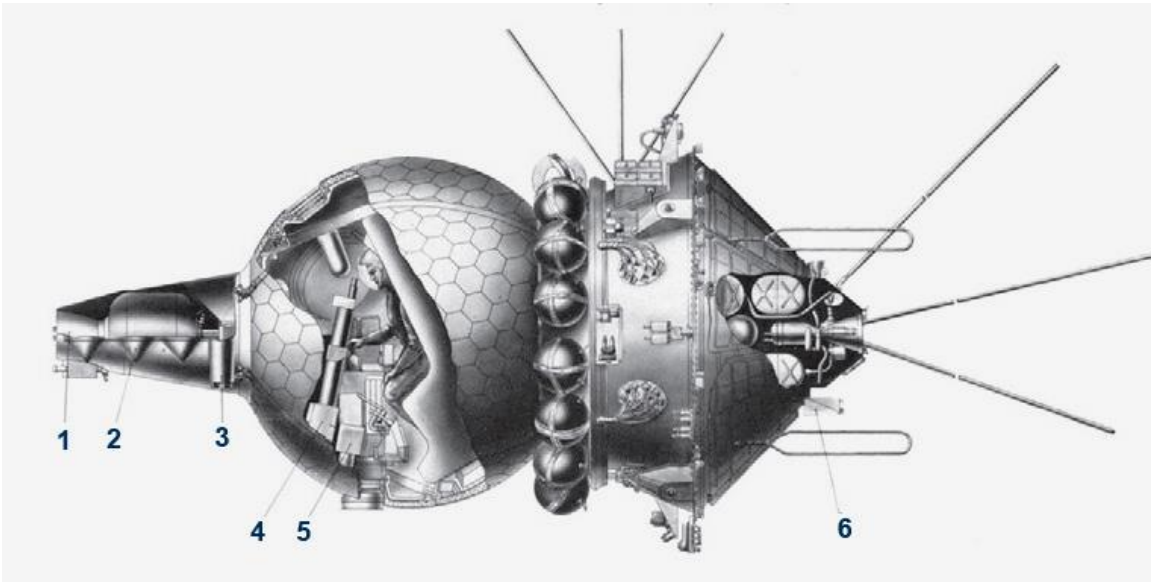
Модификация должна была заключаться в проведении следующих доработок:

- установка СЖО с увеличенным ресурсом;
- установка дублирующей ТДУ, т.к. при полетах по высоким орбитам естественное торможение не могло привести к завершению полета в приемлемые сроки;
- использование ионной системы ориентации, обеспечивающей возможность включения ТДУ во время полета над ночной стороной Земли (система ориентации на КК 3КА использовала солнечные датчики);
- установка на узле крепления основного парашюта пороховых двигателей мягкой посадки для обеспечения посадки пилота без катапультирования.

КК 3КБ «Восток» предназначались для выполнения в 1963-1964 годах полетов длительностью до 10 суток на орбитах с апогеем до 1 200 км. Конкретные программы полетов не были утверждены. Основная проблема заключалась в том, что планируемые полеты должны были происходить с пересечением радиационных поясов Земли. В связи с этим предполагалось первый полет КК 3КБ выполнить с собаками для изучения воздействия радиационных поясов на живые организмы.

На КК этого типа планировалось также проведение экспериментов по стрельбе реактивными снарядами по отделяемой мишени для оценки возможности противодействия на орбите космическим аппаратам противника.

Для выполнения полетов на модифицированных КК 3КБ «Восток» была сформирована группа космонавтов в составе Волынова Б.В., Хрунова Е.В., Беляева П.И., Леонова А.А., Комарова В.М. и Берегового Г.Т.



1 – дублирующая ТДУ
2 – реактивные снаряды
3 – отделяемая мишень
4 – оптический визир
5 – фотоаппарат АФА-39
6 – телекамера заднего обзора

Рис. 1.7. КК «Восток» 3КБ (высотный)

КК 3КВ «Восток» – проект двухместной модификации КК 3КБ. КК должен был иметь два катапультируемых кресла. Для размещения кресел предполагалось удалить часть вспомогательного оборудования. Возможен был полет в одноместном варианте, в этом случае вместо второго кресла могло быть установлено научное или фоторазведывательное оборудование.

Проект не реализовывался. В начале 1964 года С.П. Королев получил указание от Первого секретаря ЦК КПСС Н.С. Хрущева в политических целях осуществить космический полет экипажа из трех человек для завоевания приоритета в полете многоместного КК. Для решения этой задачи в установленные сроки К.П. Феоктистовым было предложено следующее решение: вместо двух

катапультируемых кресел установить три некатапультируемых кресла, а экипажу выполнять полет без скафандров. Полученный вариант КК получил наименование 3КВ «Восход» (см. п.2.5.1).

КК 3КГ «Восток» («Выход») – проект модификации двухместного КК 3КВ «Восток» для осуществления экспериментов по выходу космонавта в открытое пространство. Экипаж – один человек. По проекту на крышке одного из люков для катапультирования монтировалась надувная шлюзовая камера. Вместо отсутствующего катапультируемого кресла второго члена экипажа монтировалось оборудование для наддува шлюзовой камеры, а также высвобождалось пространство для облегчения перехода космонавта из кабины в шлюзовую камеру и обратно.

Проект не осуществлялся, так как был утвержден вариант двухместной модификации КК 3КД (см. п.2.5.2).

КК 3КУ «Восток» – проект модификации КК «Восток» 3КА с целью обеспечения возможности маневрирования и стыковки с другими КК. В дальнейшем был переименован в КК «Восток» 7К (см. п.2.7).

2.5. КК «Восход»

В первой половине 1964 года были разработаны два многоместных варианта модификации КК «Восток» – 3КВ «Восход» и 3КД «Выход». Для КК обеих модификаций применялась единая сквозная заводская нумерация, начиная с №1.

2.5.1. 3КВ «Восход»

3КВ «Восход» – трехместный КК. Основные отличия от 3КА:

- на передней части СА установлена дублирующая ТДУ;
- используется ионная система ориентации;
- вместо катапультируемого кресла установлено три простых кресла-ложемента (выполнены по форме тела каждого члена экипажа);
- космонавты выполняют полет без скафандров и совершают посадку, находясь в СА;
- для обеспечения мягкой посадки СА на узел крепления парашютов монтируются тормозные пороховые двигатели.

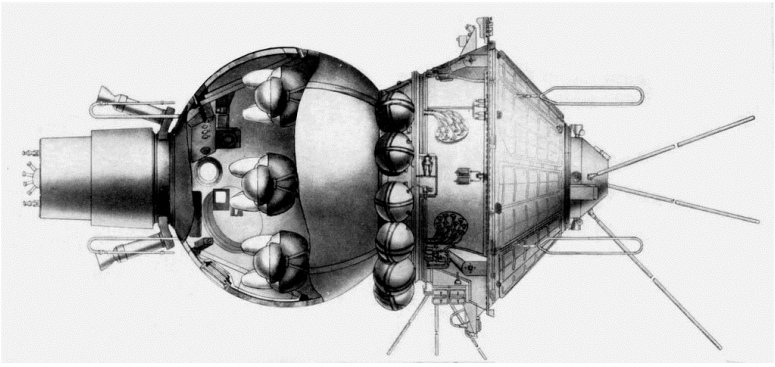


Рис. 1.8. КК «Восход» 3КВ

СЖО рассчитана на 3-х суточный полет. Масса КК – 5,32 т, масса СА – 2,9 т. Длина КК около 5 м.

Для запусков КК «Восход» использовалась РН 11А57, отличающаяся от РН 8К72 более мощной третьей ступенью.

Серьезным недостатком КК «Восход» являлось отсутствие возможности спасения экипажа при возникновении аварийной ситуации с момента старта до 27-й секунды полета. С 27-й до 44-й секунды спасение экипажа затруднено, но возможно, и лишь после 44-й секунды обеспечивается отделение КК от РН и осуществление посадки по штатному варианту. С.П. Королев пошел на риск использования КК без аварийного спасения на первой минуте, опираясь на уверенность в достаточной отработанности и надежности РН 8К72 (11А57).

Указание о выполнении космического полета экипажем из трех человек было дано С.П. Королеву в начале 1964 года лично Н.С. Хрущевым. Основная задача была при этом – опередить США, которые готовили к полетам двухместные КК «Gemini». Единственным выходом из создавшегося положения было модифицировать уже изготовленные КК «Восток» 3КА. ОКБ-1 получило указание использовать четыре находящихся в производстве КК «Восток» для обеспечения полета многоместного КК.

КК 3КВ №1 был запущен в беспилотном режиме. На втором КК 3КВ (№3), названном «Восход», в октябре 1964 г. совершил суточный полет первый в мире космический экипаж в составе трех человек: Комаров В.М., Феоктистов К.П., Егоров Б.Б. Позже были изготовлены еще два КК «Восход» 3КВ, №5 и №6, в варианте модификации для длительных полетов (серия 1965 года).

КК №2 и №4 были изготовлены по варианту 3КД.

2.5.2. 3КД «Выход» («Восход-2»)

3КД «Выход» (получивший затем наименование «Восход-2») – двухместная модификация КК «Восток» с шлюзовой камерой (ШК) для выхода космонавта в открытый космос, дальнейшее развитие проекта КК 3КГ «Восток». Надувная ШК в сложенном состоянии размещалась на крышке одного из люков СА. После выхода на орбиту ШК раскрывалась с внешней стороны СА. При выходе одного космонавта в скафандре через ШК, в кабине КК сохранялись нормальные параметры атмосферы, однако второй член экипажа (командир) также находился в скафандре на случай разгерметизации кабины КК.

Размеры ШК:

- наружный диаметр 1 200 мм;
- внутренний – 1 000 мм;
- высота ШК в сложенном состоянии – 770 мм,
- в раскрытом виде – 2 500 мм.

Масса ШК – 250 кг.

Масса КК несколько больше, чем в варианте 3КВ, – около 5 680 кг.

Запуск КК осуществлялся РН 11А57.

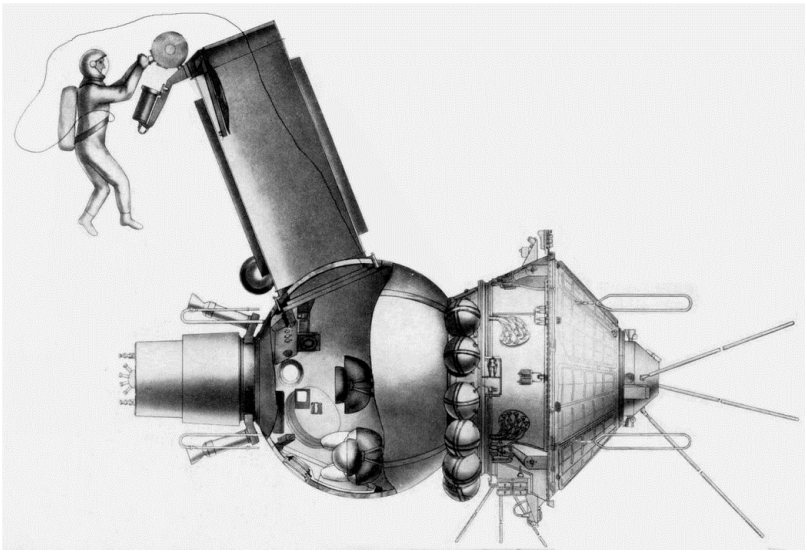


Рис. 1.9. КК «Восход-2» 3КД

Для решения задачи ВКД[1] было запланировано изготовить пять кораблей 3КД «Выход». Фактически было построено только два таких КК, переделанных из изготовленных ранее КК «Восток» 3КА. Один КК «Выход» 3КД был запущен для проверки системы раскрытия шлюза в беспилотном режиме. На втором КК, получившем название «Восход-2», А.А. Леонов 18.03.65 года осуществил первый в мире выход из КК в открытое пространство. Изготовление еще двух КК 3КД было начато в 1964 году, но не завершено в связи с отменой полетов КК этого типа.

2.5.3. КК «Восход» серии 1965 года

До середины 1966 года существовали планы продолжения полетов КК «Восход». Были изготовлены КК №№ 5, 6 (3КВ) и начато изготовление еще трех КК: № 7 (3КВ), №№ 8 и 9 (3КД). КК «Восход» серии 1965 года несколько отличались от первых КК 3КВ и 3КД, несмотря на такое же обозначение.

КК 3КВ 1965 года – двухместная модификация КК «Восход» для осуществления длительных полетов (до 20 суток). КК имели увеличенный ресурс СЖО и системы ориентации. На КК «Восход-3» (первом пилотируемом КК из этой серии) планировалось также провести эксперимент по созданию искусственной тяжести путем закрутки вокруг общего центра масс КК и 3-й ступени РН, соединенных тросом. Масса дополнительного оборудования, необходимого для проведения этого эксперимента, составляла около 700 кг.

Эксперимент по искусственной тяжести должен был проходить следующим образом. На 3-й ступени РН (блок И) монтируется лебедка с тросом длиной 1 100 м, второй конец которого

[1] ВКД – внекорабельная деятельность.

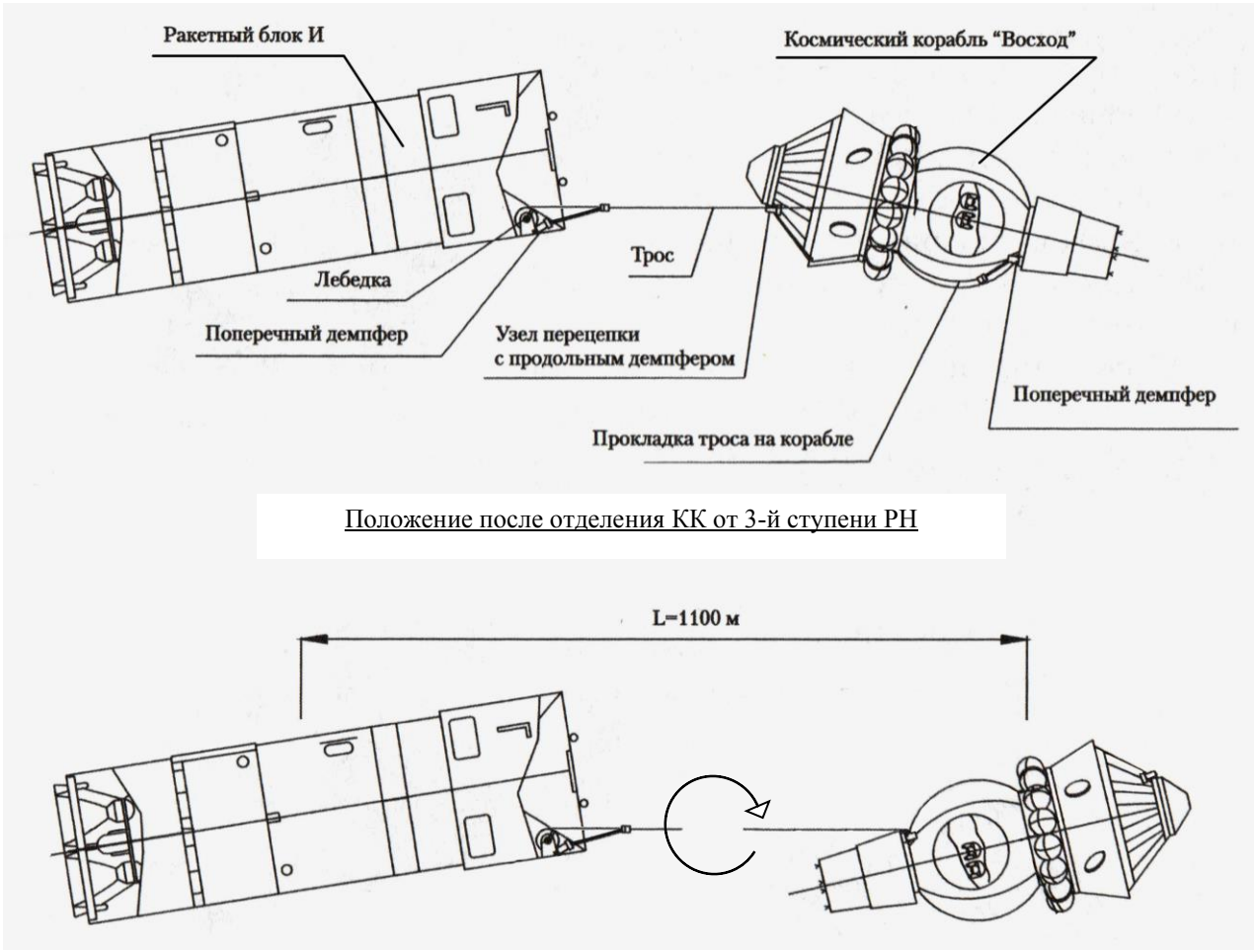


Рис. 1.10. Эксперимент по созданию искусственной тяжести на КК «Восход» 3КВ №6

крепится на КК «Восход». После выхода на орбиту КК обычным образом отделяется от 3-й ступени, включаются небольшие РДТТ, смонтированные на блоке И. Блок И начинает удаляться от КК, а трос разматывается. После расхождения объектов, соединенных тросом, на расстояние 1 100 м, с помощью еще двух РДТТ, смонтированных на блоке И, начинается закрутка системы. Расчетная скорость вращения вокруг общего центра тяжести – 2 об/мин, что обеспечивает центробежную силу тяжести, равную 1/300 от земной. После этого выполняется перецепка троса на узел КК, находящийся около резервной ТДУ. При таком положении вектор центробежной силы, действующей на космонавтов, близок к направлению «грудь-спина», что наиболее комфортно для экипажа. Следующей операцией является сматывание троса для уменьшения расстояния между КК и блоком И до 300 м, при этом скорость вращения возрастает до 7 град/с, что в комплексе приводит к увеличению искусственной силы тяжести до 1/6 от земной – то есть, до величины лунной силы тяжести. Проведение эксперимента планировалось на КК 3КВ №6. Корабль был изготовлен и готов к отправке на космодром, но его запуск был отменен.

КК 3КД 1965 года – модификация КК «Восход-2», отличавшаяся, главным образом, увеличенным временем полета. Предполагалось выполнить полеты длительностью до 10 суток с выходами в открытый космос, в том числе полет женского экипажа.

Утвержденной программы полетов КК «Восход» серии 1965 года не существовало. В феврале 1965 года С.П.Королев направил ВВС для согласования следующие предложения:

- 3КВ №5. Полет КК с животными в июле-августе 1965 г. длительностью 15-30 суток.
- 3КВ №6. Полет экипажа из 2-х человек (командир и научный сотрудник) в сентябре-октябре 1965 г. Проведение эксперимента с искусственной гравитацией.

- 3КВ №7. Полет экипажа из 2-х человек (командир и врач) в марте-апреле 1966 г. длительностью 15-18 суток. Проведение эксперимента с искусственной гравитацией в течение 3-4 суток. Проведение на орбите операции на кролике.
- 3КД №8 и №9. Полеты длительностью 4-5 суток. Командир и второй пилот делают 2-3 выхода с удалением от КК на 50-100 м (на тросе).

В свою очередь, Научно-технический комитет ВВС в августе 1965 внес свой проект плана полетов военных летчиков-космонавтов:

- 3КВ №6. Ноябрь 1965 г. Полет военного экипажа из 2-х человек длительностью 15 суток. Проведение эксперимента с искусственной гравитацией. Проведение военных экспериментов.
- 3КВ №7 Январь-февраль 1966 г. Полет одного космонавта на рекордную длительность 25 суток. Проведение экспериментов военного назначения.
- 3КД №8 и №9. Май-июнь 1966 г. Полеты экипажей из двух человек длительностью по 15 суток, с выходом второго пилота в открытый космос. Использование для передвижения индивидуального реактивного средства.

Основным расхождением в планировании задач третьего этапа было стремление Королева расширять научные аспекты полетов в космос, в то время как ВВС ставили задачи военного назначения. Проведение экспериментов военного назначения требовало установки специальной аппаратуры, для чего нужна была переделка практически готовых КК. Это задерживало как осуществление полетов КК «Восход», так и отвлекало материальные и людские ресурсы от создания нового КК «Союз». Кроме того, заводы-смежники не успевали с поставками оборудования для КК «Восход», в результате программа «Восход» стала «наезжать» на начало программы «Союз». Следствием стало сначала частичное, а затем полное сокращение программы.

Сначала, в ноябре 1965 года, были отменены полеты КК 3КД №№ 8 и 9. Эксперименты по выходу в космос были перенесены в программу «Союз». Затем из программы полетов КК 3КВ были исключены эксперименты по искусственной тяжести, которые также были отложены до полетов КК «Союз».

В феврале 1966 года в программе оставались утвержденными два полета – беспилотный (с собаками) КК 3КВ №5 для проверки ресурса СЖО, и полет КК «Восход-3» (3КВ №6) на рекордную длительность 18 суток.

Планы полета КК «Восход-4» (3КВ №7) также несколько раз изменялись, в том числе, и в части состава экипажа. Так, длительное время обсуждалась идея полета женского или смешанного экипажа. Сначала было достигнуто решение осуществить полет женского экипажа на КК 3КД № 8, во время которого И. Пономарева должна была выполнить выход из КК в открытый космос. После отмены полетов КК 3КД №№ 8 и 9 было решено вместо повторного длительного полета мужского экипажа на КК 3КВ №7 («Восход-4») осуществить длительный полет женского экипажа. В начале 1966 г. был отменен и этот полет.

КК 3КВ №5, получивший после старта название «Космос-110», оказался единственным КК «Восход» серии 1965 года, совершившим полет. Система жизнеобеспечения КК 3КВ №5 имела ресурс 36 суток (из расчета потребления кислорода двумя собаками). Официальный план полета был рассчитан на 25 суток, но уже на 21-е сутки было зафиксировано ухудшение состава атмосферы в кабине, в связи с чем КК был возвращен на Землю досрочно.

В связи с недоработками в системе регенерации воздуха, выявившимися в полете КК «Космос-110», старт КК «Восход-3» (3КВ №6), назначенный на 23.03.66 г., был перенесен на вторую половину апреля. После доработки СЖО пуск КК «Восход-3» снова был задержан из-за аварии третьей ступени РН 8К78, произошедшей при запуске ИСЗ «Молния». В состав РН 8К78 входит та же третья ступень (блок И), что и в РН 11А57, использовавшуюся для запуска КК «Восход», поэтому до выяснения и устранения причин аварии старт КК «Восход-3» было решено отложить на 25-28.05.66 г. В начале мая 1966 г. было возобновлено обсуждение целесообразности этого полета. В результате полет сначала был отодвинут на вторую половину июля 1966 г., а затем окончательно отменен.

В табл. 1.3 приведены основные данные по выполненным полетам КК 3КВ и 3КД, а также по запланированным, но отмененным полетам.

2.6. Проект КК «Восток» 5К[1]

Индекс 5К (или «Восток-5») в 1959 году был присвоен пилотируемому КК, который должен был создаваться на базе КК «Восток». Предполагалось, что КК 5К будет более совершенным по сравнению с простейшим кораблем-спутником 3К. Основным отличием была возможность изменять орбиту в некоторых пределах и сближаться с другими космическими объектами на орбите ИСЗ.

В техническом задании на КК 5К было также заложено требование спасения пилота при авариях РН на участке выведения до высоты 60 км. В корабле 5К не могла быть использована спасаемая капсула, предусмотренная в проекте КК 3К, т.к. пилот должен был активно участвовать в управлении кораблем и наблюдать окружающую обстановку. Для выполнения указанного требования было решено создать специальное катапультируемое кресло. После катапультирования на высоте 60 км кресло с пилотом по инерции могло подняться до высоты 125 км, а при последующим спуске испытывало бы воздействие скоростного напора большой интенсивности и аэродинамического нагрева, в связи с чем оно должно было быть оборудовано теплозащитой и системами аэродинамической и реактивной стабилизации, а пилот должен был находиться в скафандре с автономной системой жизнеобеспечения.

В 1960 году были начаты работы по проекту КК «Восток» 7К (первоначальное обозначение 3КУ), который оснащался не только системами маневрирования, но и должен был иметь возможность осуществлять механическую стыковку с другими КА. Работы по КК «Восток» 5К были прекращены.

29.12.61 г. Главный конструктор ОКБ-1 С.П. Королев подписал приказ, которым Филиалу №3 ОКБ-1 (г. Куйбышев) поручалась разработка на базе КК «Восток» космического аппарата для гелиофизических исследований. Индекс 5К был переназначен новому КА.

2.7. Проект КК «Восток» 7К[2]

В 1960-1961 г.г. в ОКБ-1 на базе КК «Восток» 3КА разрабатывался проект многоцелевого КК, который должен был иметь возможность сближаться с другими КК и осуществлять механическую стыковку.

Первоначально проект имел обозначение **3КУ** – 3К «Усовершенствованный». Когда выяснилось, что объем необходимых изменений существенно больше простых «усовершенствований», было решено присвоить модифицированному КК новый индекс – **7К.**

В обиходе и в открытой переписке того времени разработчики часто употребляли названия «Восток-1» вместо 1К, «Восток-2» вместо 2К, «Восток-3А» – вместо 3КА, и так далее. Аналогично новый вариант модификации получил рабочее наименование «Восток-7»[3] наряду с официальным обозначением – 7К.

Книга «Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева», вышедшая в 1980 году в издательстве «Наука», положила начало еще одному обозначению проекта этого КК. Для выполнения требований секретности редакторы книги заменили цифры в конструкторских обозначениях изделий буквами русского алфавита. Так, «Восток-1» (1К) стал «Востоком-А», КК 3КА стал «Востоком-В». Соответственно, «Восток-7», или 7К, превратился в «Восток-Ж»[4], и под таким названием стал известен историкам космонавтики. Тем не менее, официальным названием этого КК являлось обозначение 7К «Восток».

Основные отличия КК «Восток» 7К от 3КА:

- КК оборудуется двигательной установкой ориентации и причаливания, состоящей из восьми координатных двигателей;

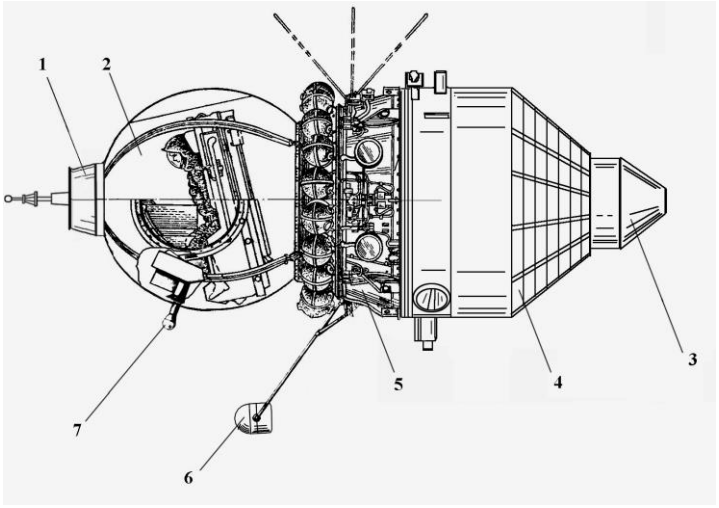
[1] Использование обозначения «Восток» 5К является личной версией автора.

[2] Использование обозначения «Восток» 7К является личной версией автора.

[3] Впервые это обозначение озвучил в открытой печати И.Б. Афанасьев в книге «Неизвестные корабли».

[4] В соответствии с ГОСТ 2.304-81 буква «ё» в чертежной документации не использовалась, поэтому буква «ж» считалась седьмой, а не восьмой буквой русского алфавита.

- КК оснащается приборным комплексом, позволяющим выполнять сближение с другими космическими объектами на орбите ИСЗ;
- на КК монтируется стыковочный механизм, позволяющий производить жесткое механическое и электрическое соединение с другим КК, оснащенным ответным стыковочным узлом;
- дорабатываются системы ориентации и управления, пульты пилота и устройства визуального наблюдения;
- двигательная установка дорабатывается для многократности запуска и увеличения запаса топлива;
- масса КК около 6 т;
- РН 8К711 (модификация РН 8К72).



1 – стыковочное устройство
2 – спускаемый аппарат
3 – двигательная установка торможения и маневрирования
4 – двигательный отсек
5 – приборно-агрегатный отсек
6 – антенна системы сближения
7 – визир перископа

Рис. 1.11. КК «Восток» 7К[1]

Основная задача, возлагавшаяся на КК 7К «Восток» – это сборка ракетного «поезда», составляемого из нескольких ракетных блоков. Ракетный блок представлял собой обычную ракетную ступень с двумя стыковочными устройствами и сбрасываемым приборным отсеком, в котором размещалась аппаратура для обеспечения сближения и стыковки.

Схема сборки ракетного «поезда» выглядела следующим образом. Первым стартует пилотируемый КК 7К «Восток». Орбита КК корректируется таким образом, чтобы через сутки «Восток» прошел точно над точкой старта. В момент его прохождения над стартом запускается РН, которая выводит ракетный блок на ту же орбиту[2]. Пилот «Востока» сближается с ракетным блоком и производит стыковку, после чего приборный отсек ракетного блока отбрасывается, освобождая, таким образом, второй стыковочный узел. Через сутки стартует РН со следующим ракетным блоком, и операции сближения и стыковки повторяются.

Рассматривались следующие варианты орбитальных комплексов, собираемых с помощью КК 7К «Восток»:

- ОКС из трех и более блоков;
- несколько ракетных блоков и пилотируемый КК, выводимый на траекторию облета Луны;
- несколько ракетных блоков и военный вариант КК;
- несколько ракетных блоков и коммуникационный спутник, выводимый затем на ГСО;

В процессе работы над проектом было сочтено целесообразным объединить работы по темам «Восток» 7К и теме «Север», по которой разрабатывался многоместный КК для полетов по орбите ИСЗ и в облет Луны. В результате слияния появился проект КК «Союз» 7К.

[1] Авторская реконструкция внешнего вида.

[2] Такая схема сближения была отработана в парных запусках КК «Восток-3, -4» и «Восток-5, -6». Расстояние между КК на орбите составляло в некоторые моменты около 5 км (без маневрирования и корректировки орбит).

Табл. 1.2. Полеты КК «Восток»

№	Наименование	Тип КК и сер. №.	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета КК/пилота	Назначение запуска	Примечание
1	1-й КС (корабль-спутник)	1КП	4 540	15.05.60-15.10.65	65 град.; 312 х 369 км;	1 979с 21ч 21м	Первый запуск экспериментального КК	19.05.1960 из-за неправильной работы системы ориентации при попытке торможения КК вместо спуска перешел на более высокую орбиту 307 х 690 км.
2	-	1К № 1		28.07.60	-	5м	Испытательный запуск КК	Авария 1-й ступени РН на 29-й секунде полета. На борту находились две собаки – Лисичка и Чайка. САС не была установлена. КК разбился, обе собаки погибли.
3	2-й КС	1К № 2	4 600	19.08.60-20.08.60	64,95 град.; 306 х 339 км.	1с 02ч 24м	Испытательный запуск КК	На борту находились две собаки – Белка и Стрелка. СА успешно возвращен на Землю.
		1К № 3						Использован в качестве задела для КК 3КА №1.
		1К № 4						Использован в качестве задела для КК 3КА №2.
4	3-й КС	1К № 5	4 563	01.12.60-02.12.60	64,97 град.; 180 х 249 км.	1с 01ч 46м	Испытательный запуск КК	На борту находились две собаки – Пчелка и Мушка. Из-за нерасчетной траектории спуска СА (посадка произошла бы за пределами СССР) была включена система подрыва.
5	-	1К № 6		22.12.60	–	–	Испытательный запуск КК	На борту находились две собаки – Жемчужная и Жулька (для прессы было предложено переименовать их в Комету и Шутку). Из-за аварии 3-й ступени РН была задействована САС. СА совершил аварийную посадку в районе Туры (река Нижняя Тунгуска, Красноярский край), система катапультирования не включилась. Собаки остались живы. Максимальная достигнутая высота – 214 км.
		3КА №1		ноябрь 1960 г.			Испытательный запуск КК	Первый испытательный полет КК 3КА в беспилотном варианте. Перенесен на март 1961 г.
		3КА №2		ноябрь 1960 г.			Испытательный запуск КК	Второй испытательный полет КК 3КА в беспилотном варианте. Перенесен на март 1961 г.
		3КА №3		декабрь 1960 г.			Пилотируемый полет.	Первый пилотируемый полет был перенесен на апрель 1961 г. из-за катастрофы 24.10.60 г. на старте МБР Р-16, повлекшей человеческие жертвы.

№	Наименование	Тип КК и сер. №.	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета КК/пилота	Назначение запуска	Примечание
6	4-й КС	3КА № 1	4 700	09.03.61	64,93 град.; 183 x 249 км.	1ч 41м	Первый запуск КК «Восток» 3КА.	На борту находилась собака Чернушка, морские свинки, манекен. Полет прошел успешно.
7	5-й КС	3КА № 2	4 695	25.03.61	64,9 град.; 178 x 247 км.	1ч 41м	Контрольный запуск КК «Восток» 3КА.	На борту находилась собака Звездочка, морские свинки, манекен. Полет прошел успешно.
8	Восток	3КА № 3	4 725	12.04.61	64,95 град.; 181 x 327 км.	1 виток 1ч 41м / 1ч 48м	Первый в мире полет человека в космос.	Пилот – Юрий ГАГАРИН. Позывной: «Кедр». Дублер – Герман ТИТОВ. Запасной – Григорий НЕЛЮБОВ. КК оказался выведен на слишком высокую орбиту. В случае отказа ТДУ КК оставался бы на орбите в течение 50 суток.
9	Восток-2	3КА № 4	4 731	06.08.61-07.08.61	64,93 град.; 183 x 244 км.	17 витков 1с 01ч 11м / 1с 01ч 18м	Суточный полет человека в космос.	Пилот – Герман ТИТОВ. Позывной: «Орел». Дублер – Андриян НИКОЛАЕВ. Запасной – Григорий НЕЛЮБОВ.
10	Восток-3	3КА № 5	4 722	11.08.62-15.08.62	64,98 град.; 181 x 235 км.	64 витка 3с 22ч 10м / 3с 22ч 22м	4-х суточный полет. Полет 2 КК (совместно с КК «Восток-4»)	Пилот – Андриян НИКОЛАЕВ. Позывной: «Сокол». Дублер – Валерий БЫКОВСКИЙ. Запасной – Борис ВОЛЫНОВ. После запланированных трех суток полет был продлен еще на сутки в связи с хорошим самочувствием Николаева.
11	Восток-4	3КА № 6	4 728	12.08.62-15.08.62	64,95 град.; 180 x 237 км.	48 витков 2с 22ч 44м / 2с 22ч 57м	Полет 2 КК (совместно с КК «Восток-3»)	Пилот – Павел ПОПОВИЧ. Позывной: «Беркут». Дублер – Владимир КОМАРОВ. Запасной – Борис ВОЛЫНОВ. Полет мог быть продлен до 4 суток, но когда наземная команда медиков ошибочно восприняла сообщение о шторме, наблюдаемом Поповичем в Мексиканском заливе, как условный сигнал о плохом самочувствии, была отдана команда о завершении полета.
12	Восток-5	3КА № 7	4 720	14.06.63-19.06.63	64,96 град.; 175 x 222 км.	81 виток 4с 22ч 57м / 4с 23ч 07м	8-ми суточный полет. Полет 2 КК (совместно с КК «Восток-6»)	Пилот – Валерий БЫКОВСКИЙ. Позывной: «Ястреб». Дублер – Борис ВОЛЫНОВ. Запасной – Алексей ЛЕОНОВ. Первоначально полет был запланирован на 8 суток. КК был выведен на нерасчетную более низкую орбиту, что привело к преждевременно начавшемуся торможению КК и повышению температуры в ПАО. После 5 суток полета было принято решения о посадке. ПАО не отделился полностью, что привело к беспорядочному кувырканию СА, пока из-за аэродинамического разогрева не перегорели элементы крепления, соединяющие ПАО и СА.

№	Наименование	Тип КК и сер. №.	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета КК/пилота	Назначение запуска	Примечание
13	Восток-6	3КА № 8	4 713	16.06.63-19.06.63	64,95 град.; 181 х 231 км.	48 витков 2с 22ч 41м / 2с 22ч 50м	Первый в мире полет в космос женщины-космонавта.	Пилот – Валентина ТЕРЕШКОВА. Позывной: «Чайка». Дублер – Ирина СОЛОВЬЁВА. Запасной пилот – Валентина ПОНОМАРЕВА. Полет был запланирован на 1 сутки с последующим посуточным продлением до 3-х суток по состоянию Терешковой.
	Восток-7	3КА[1] № 9		4 кв. 63 г.	65 град.; 200 х 600 км.	10 суток.	Непилотируемый КК (с собаками и др. животными).	Полет отменен. Задел по КК использован для изготовления КК 3КД №1.
	Восток-8	3КА[12] № 10		1 кв. 64 г.	65 град.	8 суток.	Экипаж 1 чел.	Полет отменен. Задел по КК использован для изготовления КК 3КД №2
	Восток-9	3КА[12] № 11		2-3 кв. 64 г.	65 град.	до 10 суток.	Экипаж 1 чел. Полет двух КК (совместно с КК «Восток-10»).	Полет отменен. Задел по КК использован для изготовления КК 3КВ №3
	Восток-10	3КА[12] № 12		2-3 кв. 64 г.	65 град.	до 10 суток.	Экипаж 1 чел. Полет двух КК (совместно с «Восток-9»).	Полет отменен. Задел по КК использован для изготовления КК 3КД №4

[1] Возможно, предполагалась модификация КК по варианту 3КБ.

Табл. 1.3. Полеты КК «Восход»

№	Наименование	Тип КК и сер. №.	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета КК/пилота	Назначение запуска	Примечание
1	Космос-47	3КВ №1	5 320	06.10.64-07.10.64	64,6 град. 174 х 383 км	1с 00ч 18м	Испытательный полет КК «3КВ»	Первый испытательный полет КК по программе «Восход». Полет прошел успешно.
2	Восход	3КВ №3	5 320	12.10.64-13.10.64	64,7 град. 178 х 408 км.	1с 00ч 17м	Первый полет многоместного КК.	Экипаж: Владимир КОМАРОВ, Константин ФЕОКТИСТОВ, Борис ЕГОРОВ. Позывные: «Рубин». Дублеры: Борис ВОЛЫНОВ, Георгий КАТЫС, Алексей СОРОКИН. Запасной (для обоих экипажей): Василий ЛАЗАРЕВ. Впервые выполнен полет без скафандров. Впервые полет в космос совершили гражданские космонавты: инженер-конструктор (Феоктистов) и врач (Егоров).
3	Космос-57	3КД №2	5 680	22.02.65	64,8 град. 159 х 708 км.	3ч 02м	Испытательный полет КК с шлюзовой камерой.	После выхода на орбиту ШК раскрылась нормально, затем из-за ошибки наземной службы управления прошла команда на посадку КК. В связи с тем, что посадка началась в нерасчетном районе, автоматически включилась система автоподрыва. КК полностью разрушился, но задачи полета выполнены.
4	Восход-2	3КД №4	5 682	18.03.65-19.03.65	64,8 град. 167 х 475 км.	1с 02ч 02м	Первый выход человека в открытое космическое пространство.	Экипаж: Павел БЕЛЯЕВ, Алексей ЛЕОНОВ. Позывные: «Алмаз». Дублеры: Дмитрий ЗАИКИН, Евгений ХРУНОВ. Алексей Леонов совершил выход в космос через ШК. При посадке из-за отказа системы ориентации Беляев вручную сориентировал КК и включил ТДУ – с опозданием от графика на два витка. КК совершил посадку в нерасчетном районе – в лесу в Пермской области.
5	Космос-110	3КВ №5	5 500	22.02.66-16.03.66	51,8 град. 181 х 887 км.	21с 18ч 00м	25-суточный полет КК с подопытными животными.	На борту КК находились две собаки – Уголек и Ветерок. Этот запуск являлся началом третьего этапа программы «Восход». Полет прекращен досрочно из-за ухудшения параметров атмосферы в кабине КК.
	Восход-3	3КВ №6	5 860	22.03.66 - июль 66	65 град. 175 х 500 км.	18 суток	Длительный полет КК с экипажем.	Экипаж: Борис ВОЛЫНОВ, Георгий ШОНИН. Дублеры: Георгий БЕРЕГОВОЙ, Владимир ШАТАЛОВ. Полет неоднократно переносился с первоначально назначенной даты старта – 22.03.66 г. и окончательно отменен в мае 1966 г.
	Восход-4	3КВ №7		1966 год		19 суток	Второй длительный полет.	Экипаж: Георгий БЕРЕГОВОЙ, Георгий КАТЫС. Обсуждалась возможность увеличения длительности полета до 25 суток. В начале 1966 года полет был отменен в связи с сокращением программы.

№	Наименование	Тип КК и сер. №.	Масса, кг	Дата запуска / завершения полета	Параметры орбиты	Длительность полета КК/пилота	Назначение запуска	Примечание
	Восход-5	3КД №8		1966 год		15 суток	Полет женского экипажа с выходом в открытый космос.	Экипаж: Валентина ПОНОМАРЕВА, Ирина СОЛОВЬЁВА. Ирина Соловьёва должна была совершить выход в открытый космос. Дублеры: Дмитрий ЗАИКИН, Евгений ХРУНОВ, Запасной экипаж: Георгий ШОНИН, Виктор ГОРБАТКО. Изготовление и полет КК отменены в конце 1965 г. в связи с сокращением программы. Взамен решено выполнить длительный полет женского экипажа на КК 3КВ №7.
	Восход-4	3КВ №7		1966 год		15-20 суток	Длительный полет женского экипажа.	Экипаж: Валентина ПОНОМАРЕВА, Ирина СОЛОВЬЁВА. Дублеры: Жанна ЕРКИНА (Сергейчик), Татьяна КУЗНЕЦОВА (Пицхелаури). Полет был назначен после отмены второго длительного полета мужского экипажа и полета женского экипажа на КК 3КД №8 с выходом в открытый космос. Также отменен в феврале 1966 г.
	Восход-4	3КВ №7		1966 год		5 суток	Полет врача. Проведение медико-биологических экспериментов.	В составе экипажа из двух человек должен был совершить полет профессиональный врач. Подготовку к полету проходили Евгений ИЛЬИН, Александр КИСЕЛЕВ и Юрий СЕНКЕВИЧ. Планировалось проведение медико-биологических экспериментов, в том числе операции на подопытном животном (кролике). Полет «по медицинской программе» «конкурировал» по очередности со вторым длительным полетом и полетом женского экипажа. В мае 1966 года подготовка к полету была прекращена.
	Восход-6	3КД №9		1966 год		15 суток	Выход в открытый космос и испытания «реактивного пояса».	Экипаж: Георгий ШОНИН, Евгений ХРУНОВ. Дублеры: Дмитрий ЗАИКИН, Виктор ГОРБАТКО. Изготовление и полет КК отменены в конце 1965 г. в связи с сокращением программы.

2.8. Фоторазведчик КА «Восток»

Задача создания военных спутников-фоторазведчиков считалась первоочередной в программе «Восток». После планов летной отработки экспериментальных КК «Восток» 1К стояла задача отработки спутника обзорной фоторазведки «Восток» 2К («Восток-2») и спутника детальной фоторазведки (с более длиннофокусным объективом) «Восток» 4К («Восток-4»). В 1963 году производство этих КА было передано из ОКБ-1 в Филиал №3, расположенный в г. Куйбышев (ныне Самара). Несколько ранее в Филиал №3 был передан и проект гелиофизического спутника 5К, разрабатывавшегося для научных исследований на основе конструкции КА 2К.

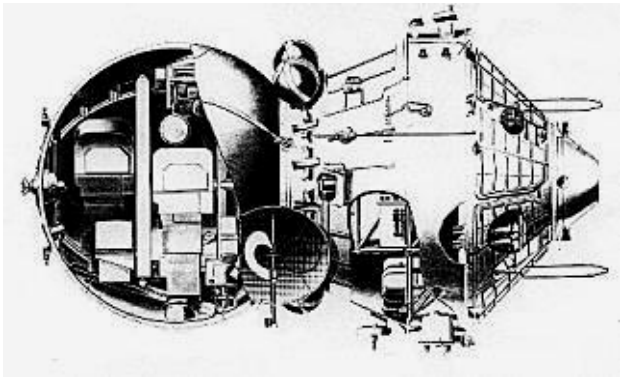


Рис. 1.12. КА «Зенит-2»

После завершения летных испытаний КА «Восток» 2К и 4К были приняты на вооружение под названиями «Зенит-2» и «Зенит-4». Эти КА были полностью аналогичны пилотируемым КК «Восток», только в СА вместо катапультируемого кресла и системы жизнеобеспечения устанавливались автоматические фотоустановки с мощными объективами. По командам с Земли выполнялась ориентация спутника для наведения фотоприцела на заданный участок земной поверхности и фотосъемка. После израсходования пленки выдавалась команда на посадку, которая производилась в той же последовательности, как и в случае пилотируемых КК «Восток», за исключением катапультирования. Поисковая служба отыскивала СА после посадки и доставляла его в пункт обработки информации. Извлеченная фотопленка обрабатывалась и анализировалась.

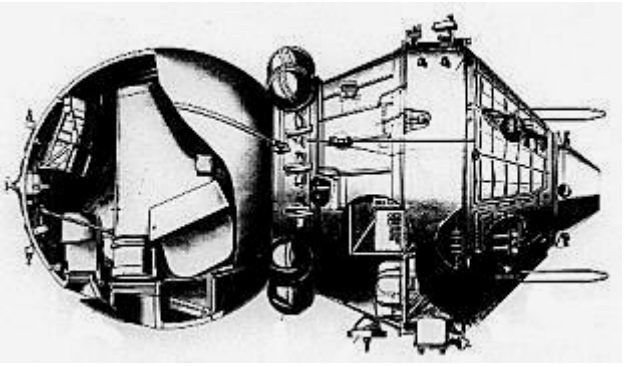


Рис. 1.13. КА «Зенит-4»

2.9. КА, созданные на основе КК «Восток»

На базе КА «Восток» 2К и 4К силами Филиала №3 ОКБ-1 (с 1974 г. – ЦСКБ, с 1996 г – ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»[1]) было создано большое количество КА, которые использовались как для выполнения военных задач, так и в интересах народного хозяйства и науки.

Ниже приводится краткая сводка по КА военного и гражданского назначения, созданным на основе КК «Восток».

[1] Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс».

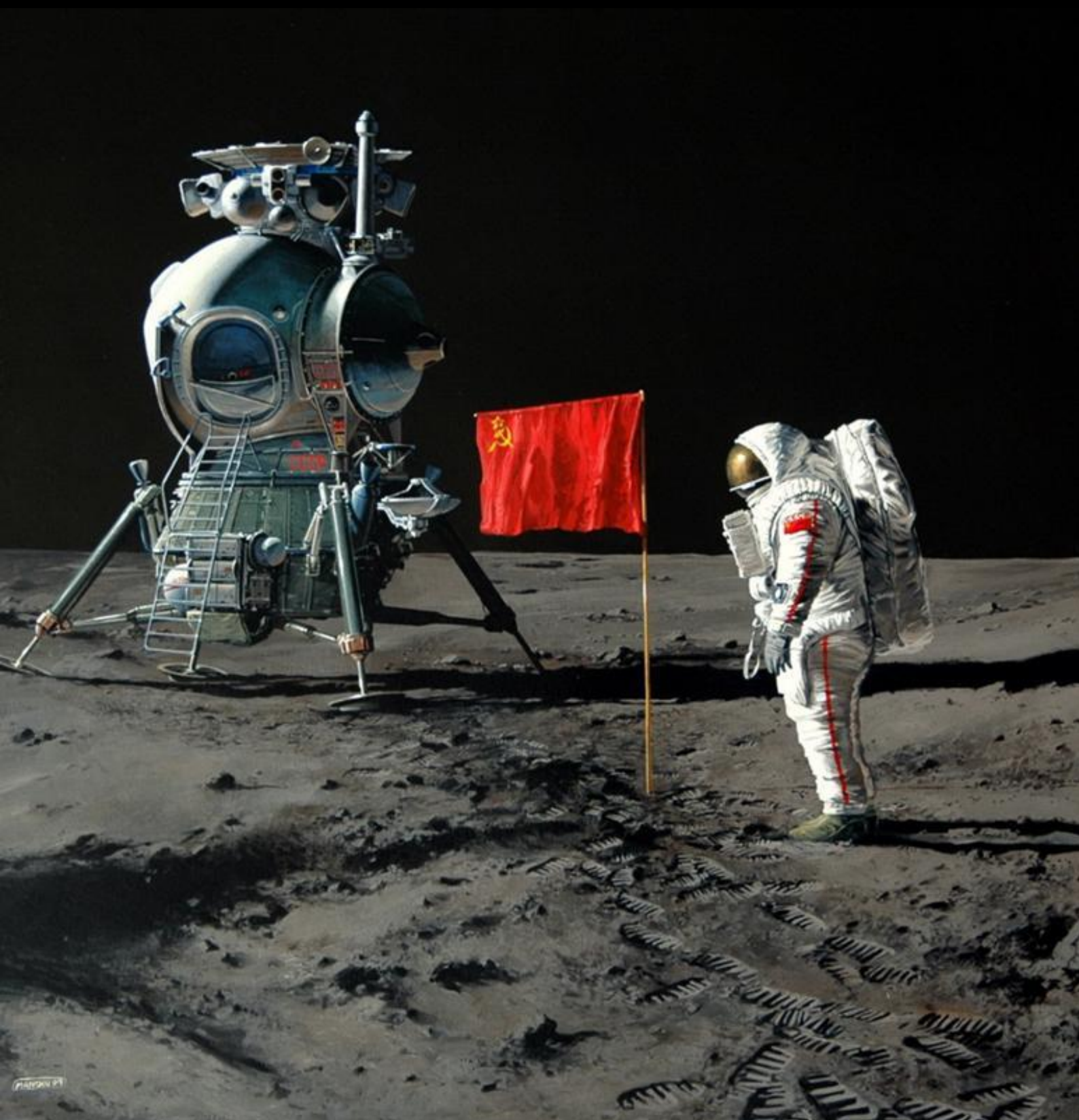
Табл. 1.4. КА, созданные на основе КК «Восток»

	Наименование	Обозначение	Масса, кг	Ракета-носитель	Период запусков	Кол-во запусков (в.т.ч. неудачных)	Назначение	Примечание
1	2К «Зенит-2»	11Ф61	4 610 - 4 760	8К72, 8А92	11.12.61 (авария РН), 26.04.62 (Космос-4) -18.10.63 (Космос-20)	13 (3)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Разработан в ОКБ-1 на базе КА 1К.
2	Зенит-2	11Ф62	4 700 - 4 740	8А92	28.11.63 (авария РН), 19.12.63 (Космос-24) – 12.05.70 (Космос-344)	68 (9)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Серийный вариант КА 2К.
3	Зенит-2М «Гектор»	11Ф690	6 000- 6 300	11А57, 11А511У	21.03.68 (Космос-208) - 05.05.78 (Космос-1044)	97 (4)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Модификация КА «Зенит-2». В некоторых запусках дополнительно оснащался малой возвращаемой капсулой., которая устанавливалась впереди СА.
4	Зенит-2М/НХ «Гектор-Природа»				30.05.75 (Космос-741) -17.08.79 (Космос-1122)	5 (0)		Применение КА «Зенит-2» для наблюдений в интересах народного хозяйства.
5	4К				16.11.63 (Космос-22) -04.04.64 (Космос-28)	4 (0)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Разработан в ОКБ-1 на базе КА 1К. Оснащен аппаратурой с длиннофокусным объективом для получения фотографий с высоким разрешением.
6	Зенит-4	11Ф69	6300	11А57	18.05.64 (Космос-30) - 07.08.70 (Космос-355)	72 (4)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Серийный вариант КА 4К.
7	Зенит-4М «Ротор»	11Ф691	6300	11А57	31.10.68 (Космос-251) - 25.07.74 (Космос-667)	61 (4)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Модификация КА «Зенит-4». Отличается установкой усовершенствованного фотооборудования.
8	Зенит-4МК «Гермес»	11Ф692	6300	11А57, 11А511У	23.12.69 (Космос-317) - 22.06.77 (Космос-920)	80 (2)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Модификация КА «Зенит-4М».
9	Зенит-4МКМ «Геракл»	11Ф692М	6300	11А511У	12.07.77 (Космос-927) - 10.10.80 (Космос-1214)	39 (1)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Модификация КА «Зенит-4МК».
10	Зенит-4МКТ «Фрам»	11Ф635	6 100	11А57, 11А511У	25.09.75 (Космос-771) - 06.09.85 (Космос-1681)	27 (2)	Проведение фотосъемки поверхности Земли в целях исследования природных ресурсов.	Модификация КА «Зенит-4МК».

	Наименование	Обозначение	Масса, кг	Ракета-носитель	Период запусков	Кол-во запусков (в.т.ч. неудачных)	Назначение	Примечание
11	Зенит-4МТ «Орион»	11Ф629	6 000-6 300	11А511М 11А511У	27.12.71 (Космос-470) - 03.08.82 (Космос-1398)	23 (0)	Проведение топографической съемки.	Модификация КА «Зенит-4М». Оснащен малой возвращаемой капсулой.
12	5К					-	Гелиофизический спутник	Проект на базе КА 2К.
13	Зенит-6/ Зенит-6У «Аргон»	11Ф645	6 300	11А511У	23.11.76 (Космос-867) - 19.06.84 (Космос-1685)	96 (2)	Фоторазведывательный возвращаемый спутник.	Модификация КА «Зенит».
14	Зенит-8 «Облик»	17Ф116	6 300	11А511У	11.06.84 (Космос-1571) - 07.06.94 (Космос-2281)	101 (1)	Проведение фоторазведки и военной картографии.	Дальнейшая модификация КА «Зенит».
15	«Ресурс-Ф1»	17Ф41	6 300	11А511У	05.09.79 (Космос-1127) -28.05.86 (Космос-1746)	28 (0)	Проведение фотосъемки поверхности Земли в целях исследования природных ресурсов.	Серия модификаций КА «Зенит-4КМТ»
		17Ф40			10.07.86(Космос-1762) -18.02.88 (Космос-1920)	7 (1)		
		14Ф43			31.05.88(Космос-1951) -24.08.93 (Ресурс-Ф19)	17 (1)		
16	«Ресурс-Ф2»	17Ф42	6 450	11А511У	26.12.87 (Космос-1906) - 26.09.95 (Ресурс- Ф2 №10)	10 (1)	Проведение фотосъемки поверхности Земли в целях исследования природных ресурсов.	Модификация КА «Ресурс Ф-1»
17	«Ресурс-Ф1М»	14Ф43М	5 920	11А511У	18.11.97 (Ресурс Ф1М №1) -28.09.99 (Ресурс Ф1М №2)	2 (0)	Проведение фотосъемки поверхности Земли в целях исследования природных ресурсов.	Модификация КА «Ресурс Ф-1»
18	«Ресурс-Ф2М»							Модификация КА «Ресурс Ф-2»
19	«Ресурс-Ф3», «Ресурс-Т»				27.07.84 (Космос-1584) -07.06.94 (Космос-2281)	4 (0)	Проведение фотосъемки поверхности Земли в целях исследования природных ресурсов.	Использование КА Зенит-8 «Облик» в народно-хозяйственных целях.
20	«Ресурс-500»				16.11.92 (Ресурс-500)	1 (0)	PR-акция в плане разрядки. СА нес послание от СССР народу США.	Модификация КА «Ресурс Ф-1». Назван так в честь 500-летия плавания Колумба. СА совершил посадку в Тихом океане около берегов штата Вашингтон.

	Наименование	Обозначение	Масса, кг	Ракета-носитель	Период запусков	Кол-во запусков (в.т.ч. неудачных)	Назначение	Примечание
21	«Фотон»		6 200	11А511У	16.04.85 (Космос-1645) - 09.09.99 (Фотон-12)	12 (0)	Проведение научных и технологических экспериментов на орбите ИСЗ.	Аналогичен КА «Бион». С 1987 года используется для проведения исследований по международным программам.
22	«Фотон-М»	34КС	6 425-6 535	11А511У	05.10.02 (Фотон-М) -19.07.14 (Фотон-М №4)	4 (1)	Проведение научных и технологических экспериментов на орбите ИСЗ.	Модификация КА «Фотон».
23	«Энергия»	13КС	6 000	11А57, 11А511У	07.04.72 (Интеркосмос-6) -02.07.78 (Космос-1026)	2 (0)	Изучение высоко-энергетического космического излучения.	
24	«Бион»	12КС	6 000	11А511У	31.10.73 (Космос-605) - 24.12.96 («Бион»)	11 (0)	Исследование воздей-ствия космической радиации на биологические объекты.	Разработан на основе КА «Зенит». Оснащен дополни-тельным модулем «Наука» с научно-исследовательской аппаратурой.
25	«Бион-М»	12КСМ	6 840	14А14.1А	19.04.13 («Бион-М» №1)	1 (0)	Исследование воздей-ствия космической радиации на биологические объекты.	Модификация КА «Бион».
26	«Янтарь-1КФТ»/ «Силуэт»/ «Комета»	11Ф660	6 600	11А511У	13.03.81 (Космос-1246) -02.09.05 ((Космос-2415)	21 (3)	Космическая съемка поверхности Земли с разрешением до 2 м.	
27	«Эфир»	36КС	6 300	11А511У	10.03.84 (Космос-1543) - 27.12.85 (Космос-1713)	2 (0)	Исследование магнитосферы Земли.	
	«Ника-Т»					-	Для технологических исследований.	На основе КА «Фотон». Проект не реализован.
	«Ника-Кубань»					-	Для народнохозяйст-венных задач.	На основе КА «Ресурс Ф». Проект не реализован.
	«Ника-Б»					-	Для биологических экспериментов.	На основе КА «Бион». Проект не реализован.

ГЛАВА 3. ЛУННАЯ ГОНКА



В течение 1962-1963 годов в ОКБ-1 под руководством С.П. Королева были разработаны «Предложения по исследованию и освоению Луны на 1963-1968 годы». «Предложения» базировались на использовании в первые годы ракеты-носителя 8К72 и ее модификаций (полезный груз, выводимый на орбиту ИСЗ – 5-6 т), а в дальнейшем – на применении разрабатывавшейся в ОКБ-1 ракеты-носителя Н-1, которая должна была выводить на низкую орбиту 70-75 т.

С.П. Королев был убежден, что для уверенного последовательного продвижения в космос необходимо освоение техники сборки на орбите больших космических объектов из частей, выводимых по отдельности. Только такой путь давал возможность достичь окрестностей Луны и ее поверхности, а также решать другие задачи с помощью имеющейся РН, не дожидаясь сверхмощной Н-1.

Первым шагом на пути создания «ракетных поездов» был проект КК-«монтажника» «Восток» 7К. Вслед за ним последовал более «продвинутый» проект «Север».

3.1. Проект «Север»

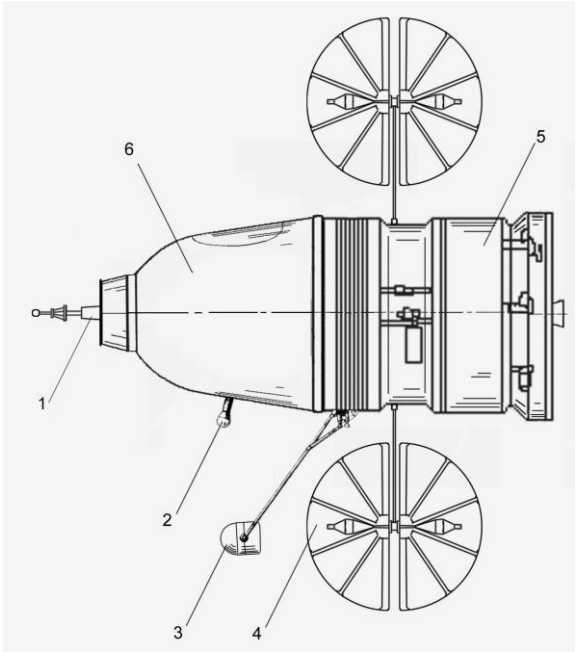
Еще в конце 1950-х – начале 1960-х годов были проведены исследования с целью определения наиболее выгодной формы аппарата, возвращающегося из космоса. Расчеты показали, что форма «шарика», которую имел СА КК «Восток», не является оптимальной, т.к. перегрузки при торможении во время спуска даже с околоземной орбиты могут достигать 10 g, а при возвращении от Луны – до 20 g. Было определено, что правильнее создавать СА в виде «фары», аналогично той, какую получил позже СА КК «Союз», или в форме конуса со сферическим днищем, как у американских КК «Mercury», «Gemini» и «Apollo». СА такой формы имеет ненулевое аэродинамическое качество, что в сочетании со смещенным от продольной оси центром тяжести обеспечивает возможность управляемого спуска при торможении в атмосфере. При возвращении с орбиты ИСЗ перегрузки при этом удается снизить до 3-4 g, а при возвращении со 2-й космической скоростью – до 8 g (без двойного погружения).

Введение фарообразного СА давало возможность создавать пилотируемый КК для полетов к Луне, что и стало одним из ключевых предложений по теме «Север».

3.1.1. КК «Север»

«Север» – рабочее название проекта пилотируемого КК, разрабатывавшегося в ОКБ-1 в 1960-1962 годах для замены КК «Восток». Экипаж – два человека. КК «Север» должен был состоять из двух отсеков – спускаемого аппарата (СА), имеющего форму «фары», и приборно-агрегатного отсека (ПАО). В ПАО устанавливалась двигательная установка многократного запуска, обеспечивающая возможность маневрирования на орбите ИСЗ. На корпусе ПАО крепились откидные раскрываемые солнечные батареи круглой формы.

КК «Север» должен был иметь оборудование для сближения и стыковки с другими КК. Длительность полета – до 15 суток. Максимальный диаметр СА – около 2,4 м. Масса КК – около 6 т. Для запуска КК «Север» должна была использоваться РН 8К711 (модификация РН 8К72).



1 – стыковочное устройство
2 – визир перископа
3 – антенна системы сближения
4 – солнечная батарея
5 – приборно-агрегатный отсек
6 – спускаемый аппарат

Рис. 1.14. КК «Север»[1]

[1] Авторская реконструкция внешнего вида

Первый полет КК «Север» предполагалось (по состоянию на май 1961 г.) осуществить уже в 3-м квартале 1962 года.

Проект «Север» предполагал создание нескольких вариантов КК:

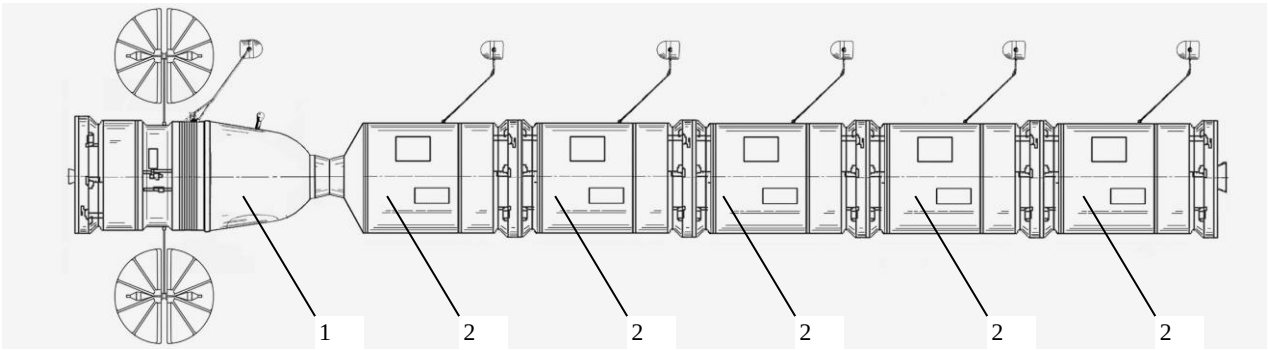
- КК для облета Луны;
- КК для выполнения сборочных работ на орбите ИСЗ (сборка ОКС);
- КК военного назначения.

Информация по ОКС «Север» приведена в п. 6.1.2.

3.1.2. Лунный КК «Север»

Наиболее эффектной задачей КК «Север» был пилотируемый облет Луны. Сначала на орбите ИСЗ с помощью «монтажного» КК «Север» (или «Восток» 7К) должен был собираться «ракетный поезд» из пяти ракетных блоков. Последним к этому «поезду» должен был стыковаться КК «Север», выполненный в «лунном» варианте

Основные отличия лунного КК «Север» от базового варианта КК должны были заключаться в доработанных системах ориентации и управления, а также в усиленной теплозащите.



1 – КК «Север»
2 – ракетные блоки

Рис. 1.15. «Ракетный поезд» для облета Луны

3.1.3. КК «Север-М[1]»

Существовали технические предложения по созданию пилотируемого корабля военного назначения на основе маневрирующего КК «Север», который должен был прийти на смену кораблю-спутнику «Восток». КК «Север» так же, как в случае полета к Луне, должен был стыковаться с «ракетным поездом», собранным с помощью «монтажного» КК. Длина «поезда» зависела от поставленных на полет задач. С помощью ракетных блоков КК «Север» должен был изменять орбиту в широких пределах, производить сближение и инспектирование спутников противника и, в случае установки специального оборудования, уничтожать «вражеские» спутники. С установленной разведывательной фотоаппаратурой КК «Север» мог выполнять оперативную разведку и фотографирование интересующих районов из космоса, используя ракетные блоки для изменения орбиты необходимым образом.

3.1.4. Трансформация проекта «Север»

При решении задачи облета Луны разработчики проекта столкнулись с проблемой возросшей длительности полета. Для обеспечения минимальных удобств для экипажа было предложено ввести в состав КК невозвращаемый отсек, в котором космонавты могли бы находиться во время полета, кроме этапов выведения на орбиту и посадки. В дополнительном, или бытовом, как стали его называть, отсеке можно было разместить долнительные агрегаты СЖО, санузел, запасы пищи для экипажа и другие предметы и приборы, не требующиеся при возвращении на Землю. Однако,

[1] Название условное.

добавление БО увеличивало массу КК сверх допустимого предела, и существующая на тот момент РН не смогла бы вывести перетяжеленный КК на орбиту. Выход был найден Феоктистовым К.П. Он предложил уменьшить диаметр СА с 2,4 м до 2,2 м, что давало необходимую экономию массы. Несмотря на усугубившуюся тесноту внутри СА, в нем удавалось разместить экипаж из трех человек, но без скафандров. Такое решение повлекло за собой создание принципиально новой системы аварийного спасения и разработку системы мягкой посадки. Окончательно сформировавшийся проект КК с бытовым отсеком получил название «Союз».

3.2. Лунная программа «Союз»

23 сентября 1963 года Главный конструктор ОКБ-1 С.П. Королев утвердил комплексный план, который содержал, в частности, несколько этапов программы осуществления лунной экспедиции и дальнейшего изучения Луны и окололунного пространства на основе техники орбитальной сборки:

Л1 – пилотируемый облет Луны;
Л2 – доставка на Луну самоходной АМС;
Л3 – высадка человека на Луне;
Л4 – пилотируемый КК на окололунной орбите;
Л5 – «луномобиль» для длительных лунных экспедиций.

3.2.1. Проект Л1 – КК «Союз» для облета Луны

Проект Л1 представлял собой эскизный проект программы «Союз», подготовленный в декабре 1962 года и представленный в марте 1963 года на рассмотрение Экспертной комиссии Академии Наук и Министерства Обороны.

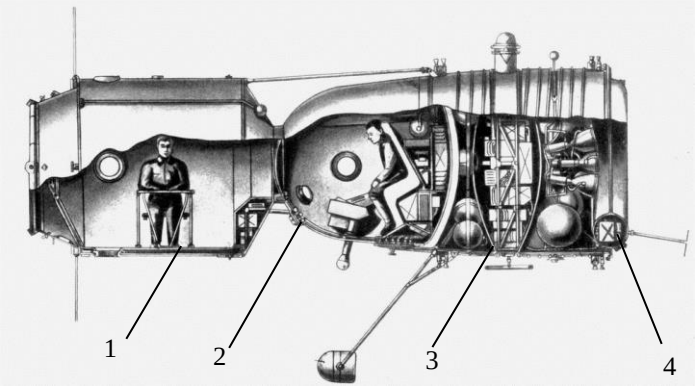
В соответствии с проектом должны были быть созданы три КА: 7К «Союз А», 9К «Союз Б» и 11К «Союз В».

3.2.1.1. 7К «Союз А»

7К «Союз А» – пилотируемый КК с экипажем из двух или трех человек. КК 7К «Союз А» является развитием проекта КК «Север» и состоит из следующих отсеков:

- БО (бытовой отсек);
- СА (спускаемый аппарат);
- ПАО (приборно-агрегатный отсек);
- навесной (сбрасываемый) орбитальный отсек.

При старте, выведении на орбиту и при посадке космонавты находятся в СА, а в процессе работы на орбите и до начала посадки могут через люк переходить в БО, где располагается различная аппаратура.



1 – бытовой отсек
2 – спускаемый аппарат
3 – приборно-агрегатный отсек
4 – навесной орбитальный отсек

Рис. 1.16. КК «Союз А» 7К

СА имеет форму «фары», аналогично спускаемому аппарату предшественника – КК «Север», – но меньшего размера: диаметр СА 2,2 м, масса около 2,5 т.

За ПАО установлен тороидальный навесной отсек, в котором находится аппаратура для обеспечения контроля орбиты, поиска и сближения с «буксиром» «Союз Б». После стыковки с «буксиром» навесной отсек сбрасывается.

Полная масса КК 7К «Союз А» – 5 800 кг. Длина КК – 7,4 м, максимальный диаметр – 2,5 м.

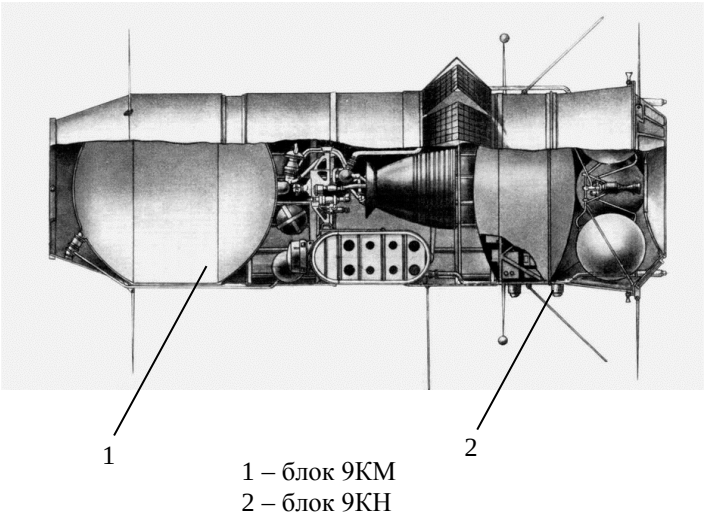
3.2.1.2. 9К «Союз Б»

9К «Союз Б» – беспилотный «буксир». Состоит из двух блоков:

– 9КМ – собственно ракетный разгонный блок;
– 9КН – базовый навесной блок.

Оба блока имеют стыковочные узлы: 9КМ – для стыковки с КК «Союз А», 9КН – для стыковок с танкерами.

КА 9К выводится на орбиту с пустыми баками блока 9КМ. Блок 9КН содержит ДУ маневрирования и аппаратуру, обеспечивающую сближение и стыковку с «танкерами» «Союз В» или с КК «Союз А». После стыковки с «танкером» 11К производится перекачка топлива в баки «буксира».



1 – блок 9КМ
2 – блок 9КН

Рис. 1.17. «Буксир» «Союз Б» 9К

Длина КА – 8,0 м, максимальный диаметр – 2,5 м. Масса КА 9К «Союз Б» после выхода на орбиту – 5 700 кг, после полной заправки, обеспечиваемой четырьмя «танкерами» – 22 300 кг.

Тяга ДУ – 4 500 кгс.

3.2.1.3. 11К «Союз В»

11К «Союз В» – беспилотный «танкер», несущий запас топлива. Должен был изготавливаться в двух вариантах:

– 11КА – для доставки окислителя;
– 11КБ – для доставки горючего.

КА оборудован аппаратурой, обеспечивающей сближение и стыковку с «буксиром» 9К, стыковочным узлом и устройством для перекачки топлива в баки «буксира».

Общая масса КА при старте – 6 100 кг. Максимальное количество топлива, доставляемое на орбиту – 4 155 кг. Длина (без антенн) – 4,2 м, максимальный диаметр – 2,5 м.

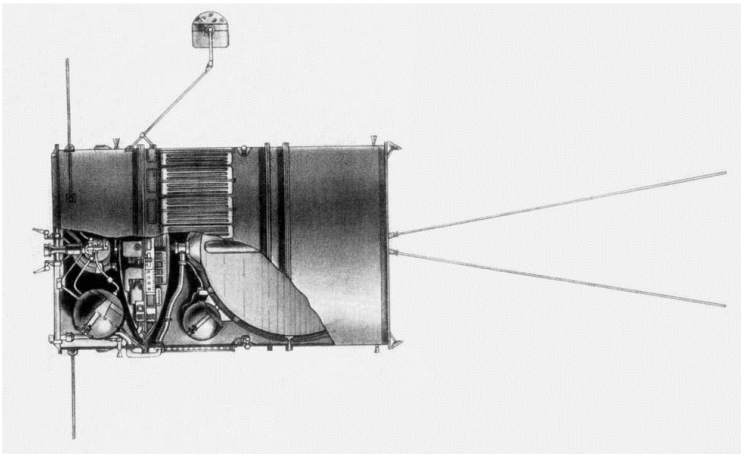


Рис. 1.18. «Танкер» «Союз В» 11К

3.2.1.4. Схема полета

Схема полета по проекту «Союз» выглядела следующим образом. Первым на орбиту ИСЗ выводится «буксир» 9К. Его орбита корректируется таким образом, чтобы спустя сутки он прошел точно над точкой старта. При его пролете над стартом запускается РН, несущая первый «танкер». «Буксир» выполняет сближение с «танкером» и стыкуется с ним, после чего производится перекачка топлива из «танкера» в бак «буксира» – соответственно, окислителя или горючего. На рис. 1.19 показана конфигурация комплекса 9К-11К в момент перекачки топлива.

После завершения перекачки производится расстыковка, и пустой «танкер» уводится в сторону. Такая операция повторяется 3-4 раза (в зависимости от поставленной задачи). После завершения заправочных операций при очередном пролете «буксира» над точкой старта производится запуск РН с КК «Союз А» с экипажем на борту. «Союз А» выполняет сближение с «буксиром» и стыковку с ним. После стыковки от КК «Союз А» отбрасывается навесной орбитальный блок, а от «буксира» – базовый навесной блок 9КН. Полученный комплекс 7К-9К

показан на рис. 1.20. После уточнения орбиты включается двигатель блока 9К и КК 7К выводится на траекторию облета Луны. Полная масса комплекса перед стартом к Луне – около 26 т. По расчетам, полет должен был длиться 7-8 суток. Минимальное расстояние до поверхности Луны должно было составить от 1 000 до 20 000 км.

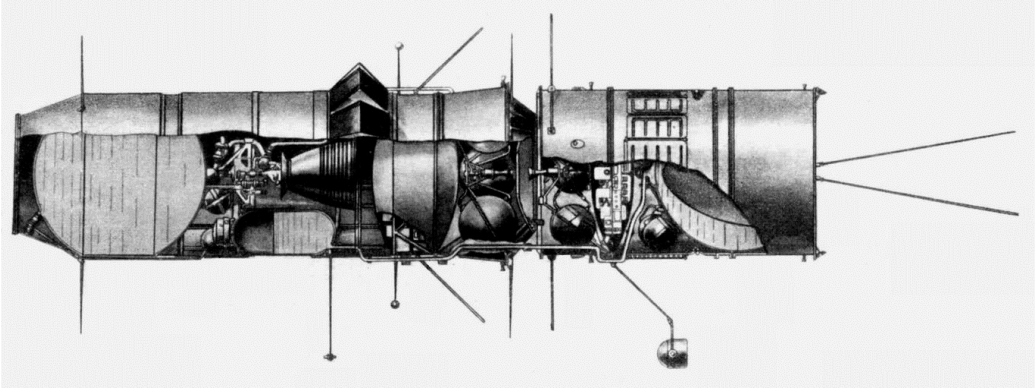


Рис. 1.19. Перекачка топлива из «танкера» 11К в баки «буксира» 9К

Допускалась другая схема сборки комплекса, при которой первым стартует КК 7К, затем «буксир» 9К. Экипаж КК стыкуется с «буксиром», используя ручное управление, а затем последовательно встречает «танкеры» и производит с ними стыковку, управляя связкой 7К-9К также вручную.

Проект КК «Союз» 7К-9К-11К для облета Луны не получил поддержки экспертной комиссии, так как для удачного осуществления полета необходимо было выполнить 5 стыковок, что выглядело крайне сложным.

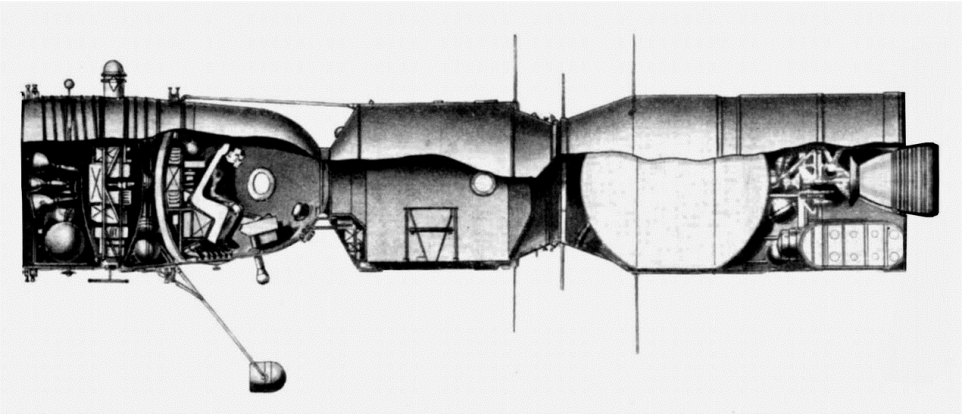


Рис. 1.20. КК «Союз А» 7К с заправленным «буксиром» «Союз Б» 9К на орбите ИСЗ

Формально проект 7К-9К-11К не был закрыт, но С.П. Королеву было предложено сосредоточиться на проекте сверхтяжелой ракеты Н-1, хотя работы по КК «Союз» для орбитальных полетов было разрешено продолжить. «Буксир» 9К поручили КБ В. Макеева, «танкер» 11К – КБ М. Решетнева. Фактически же работы по всем трем КА были свернуты, хотя они числились в планах до 1965 года, когда были официально прекращены в связи с утверждением программы 7К-Л1 – однопускового облета Луны.

3.2.2. Проект Л2 – «Луноход» 1963 года

В проекте Л2 предполагалось сделать следующий шаг к завоеванию Луны – доставку на поверхность Луны самоходной АМС. Основная задача проекта – исследование лунной поверхности и выбор места для высадки пилотируемой экспедиции.

Описание проекта Л2 1963 года приведено в части 3, п.1.2.4.

3.2.3. ПРОЕКТ Л3 – ПЕРВАЯ ВЫСАДКА НА ЛУНУ

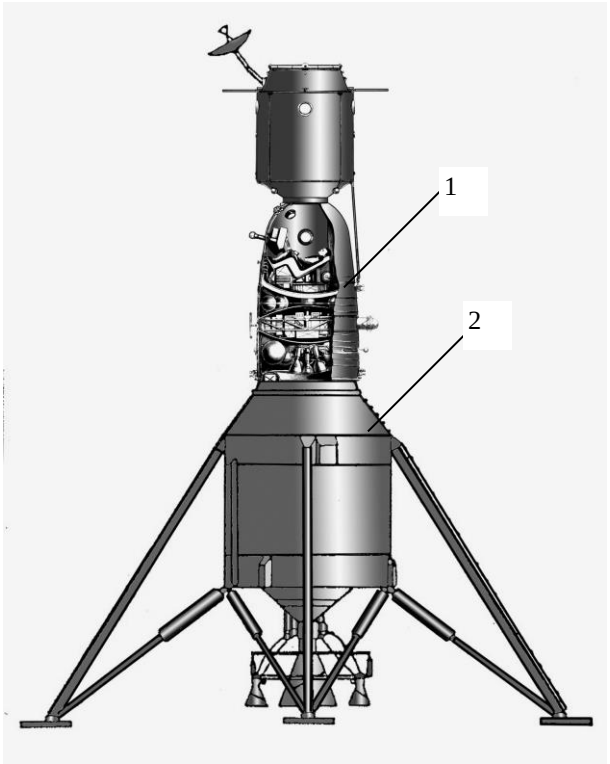
Схема пилотируемого полета на Луну по проекту Л3 также основывалась на технике сборки КК на околоземной орбите. Было проработано несколько вариантов проекта.

3.2.3.1. Вариант 1963 года

Полный комплекс Л3 на орбите должен был иметь массу 200 т и состоять из следующих блоков:

- **РБ –** разгонный блок для перевода комплекса на траекторию полета к Луне. Масса заправленного блока – 138 т;
- **ТБ –** тормозной блок, предназначенный для гашения подлетной скорости. Масса ТБ – 40 т;
- **Л3 –** комплекс, состоящий из взлетно-посадочного ракетного блока (ВПБ) и пилотируемого КК Л1. Масса комплекса Л3 – 21 т, в том числе масса ВПБ – 16 т, масса КК Л1 – 5 т.

Сборка комплекса Л3 на орбите требовала трех запусков РН Н1 и одного запуска модифицированной РН 8К72. В первом запуске на орбиту ИСЗ выводится «связка», состоящая из частично заправленного РБ, заправленного ТБ и блока ВПБ. Вторым и третьим запусками на орбиту выводятся «танкеры» с топливом. По схеме, разработанной для проекта Л1, производится автоматическая стыковка с танкерами и перекачка топлива в баки РБ. После окончания заправки стартует РН с КК Л1, пилотируемый экипажем из 2-3 человек. КК Л1 пристыковывается к ВПБ, завершая, таким образом, сборку комплекса Л3.



1 – КК Л1
2 – взлетно-посадочный блок

Рис. 1.21. КК Л3 (проект 1963 года)

После разгона комплекса по траектории полета к Луне пустой РБ отбрасывается. На расстоянии 100 000-150 000 км от Земли с помощью двигателей ТБ производится коррекция траектории. На высоте 200-300 км от поверхности Луны включается ДУ тормозного блока. После того, как все топливо ТБ израсходовано, ТБ также отстыковывается, и включается посадочная ДУ взлетно-посадочного блока. Место посадки корректируется по сигналам радиомаяка с предварительно доставленной на Луну АМС Е8 . Расчетная скорость касания при посадке 2-4 м/с. После пребывания на Луне экипаж запускает взлетную ДУ ВПБ. Посадочное шасси и внешний корпус ВПБ остаются на Луне для уменьшения взлетной массы. ВПБ разгоняет КК Л1 до скорости, необходимой для выхода на траекторию полета к Земле. Коррекция траектории производится при помощи КТДУ КК Л1. При приближении к Земле СА отделяется и входит в атмосферу со скоростью около 11 км/с.

Сборка комплекса на орбите должна была длиться 4-5 суток, полет к Луне и обратно – по 2,5-3,5 суток, пребывание на Луне – от 5 до 10 дней.

Пилотируемый КК Л1

Л1 – пилотируемый КК, входящий в состав комплекса Л3. Является модификацией КК «Союз А» 7К. Отличия заключаются в усиленной теплозащите СА и модифицированных системах ориентации и управления. Система управления должна была использоваться для обеспечения посадки на Луну, взлета с Луны, коррекции траектории на участке полета «Луна-Земля» и для управления СА при торможении в плотных слоях атмосферы Земли. Масса КК Л1 – 5 т.

3.2.3.2. Вариант «Д-а» (1964 год)

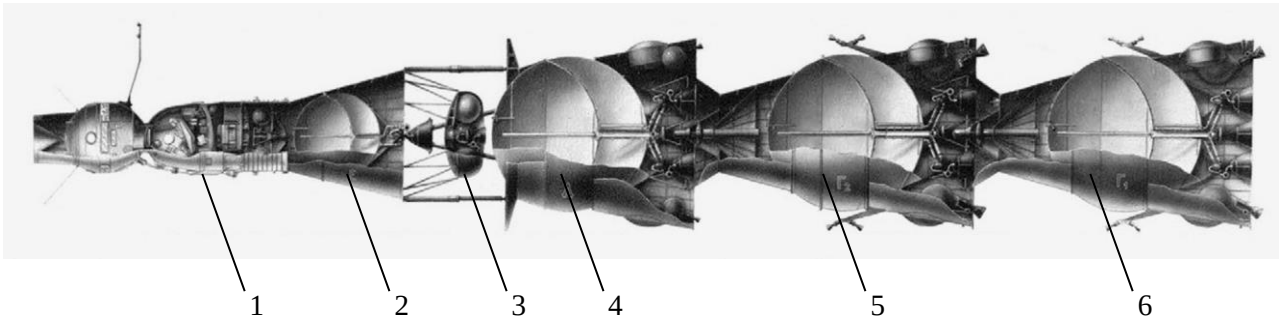
Вариант лунной экспедиции «Д-а» был подготовлен в 1964 году и рассчитан на применение улучшенной РН Н-1 с грузоподъемностью 85 т на низкую орбиту ИСЗ. Сборка лунного комплекса Л3 производится тремя запусками РН Н-1.

Первая РН выводит на орбиту блок Г1 с активным стыковочным узлом.

Вторым пуском на монтажную орбиту доставляется блок Г2, отличающийся от Г1 наличием пассивного стыковочного узла на нижнем торце. ДУ блоков Г1 и Г2 имеет четырехкамерные ЖРД, при этом камеры расположены вокруг стыковочного устройства.

Третья РН Н-1 доставляет на орбиту лунный посадочный комплекс, состоящий из КК 7К-Л3 с двумя членами экипажа, взлетно-посадочного блока Е и блока Д, аналогичного по конструкции блоку Г2.

Масса всех трех грузов составляет по 85 т.



1 – КК 7К-Л3
2 – взлетно-посадочный блок Е
3 – корректировочная ДУ
4 – блок Д
5 – блок Г2
6 – блок Г1

Рис. 1.22. Комплекс Л3 в сборе (проект 1964 года)

На орбите ИСЗ выполняется сборка комплекса Л3. Для обеспечения сближения и стыковок все три объекта имет сбрасываемые навесные отсеки с аппаратурой наведения.. Собранный комплекс имеет массу 225 т, которая распределена следующим образом:

- блок Г1 – 80 т;
- блок Г2 – 72,5 т;
- блок Д (с корректировочной ДУ) – 48,9 т;
- блок Е (с посадочным устройством) – 17,6 т;
- КК 7К-Л3 – 6 т.

Габариты собранного комплекса: длина 38 м, максимальный диаметр 6 м. Суммарный запас топлива в комплексе Л3 – 194,7 т.

Блоки Г1 и Г2 включаются поочередно, разгоняя посадочный комплекс с блоком Д к Луне. Отработавший блок отсоединяется. Блок Д используется для коррекции траектории при полете к Луне, а затем для торможения при подлете к Луне. После торможения при достижении нулевой скорости на небольшой высоте блок Д отбрасывается, а посадочный комплекс, состоящий из КК 7К-Л3, блока Е и посадочного устройства с корректировочной ДУ (КДУ), начинает свободное падение. Непосредственно перед касанием поверхности включаются РДТТ мягкой посадки. КДУ используется для маневрирования при выборе места посадки и для обеспечения правильного положения комплека в момент посадки. Масса посадочного комплекса на Луне – 22,1 т.

После завершения экспедиции включается блок Е, направляя КК 7К-Л3 к Земле. Посадочное устройство с КДУ остается на Луне.

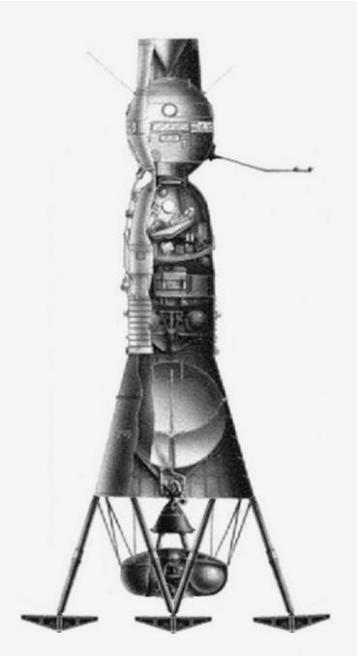


Рис. 1.23. КК Л3 на Луне

3.2.4. Проект Л4 – КК «Союз» на окололунной орбите

Следующим шагом в изучении Луны по плану С.П. Королева должно было стать создание временной лунной орбитальной станции. Для доставки космонавтов на орбиту ИСЛ и возвращения их обратно по проекту требовался один запуск РН Н-1, которым на орбиту ИСЗ доставлялся комплекс Л4, состоящий из трех частей:

- разгонный блок массой 58 т;
- ракетный блок для выхода на орбиту ИСЛ и для ухода с нее. Масса блока 11,5 т.
- модифицированный КК «Союз А» 7К массой 5,5 т.

В случае, если разработка разгонного блока по каким-либо причинам не могла состояться, или в случае задержек в разработке РН Н-1, С.П.Королев предлагал альтернативный вариант, заключавшийся в доработке проекта Л1 (7К-9К-11К). В этом варианте к Луне отправлялся комплекс 7К-9К, в том виде, как он собирался на орбите ИСЗ по проекту Л1 (рис. 1.24). Для его разгона к Луне требовалось еще три буксира 9КМ (без навесных блоков 9КН). Суммарно для замены одной РН Н-1 в проекте Л4 требовались, таким образом, 21 запуск РН 8К72 и 20 стыковок на орбите ИСЗ.

При подлете к Луне КК Л4 должна включаться ДУ ракетного блока, КК выходит на орбиту ИСЛ, проводит исследования в течение срока, определяемого ресурсами СЖО и системы ориентации, и этим же ракетным блоком переводится на траекторию возвращения на Землю.

Бытовой отсек КК, оснащенный необходимой аппаратурой, выполняет, таким образом, роль орбитальной лунной станции. Вся экспедиция, аналогично полету Л3 с высадкой на Луну, должна была продлиться 17-20 дней.

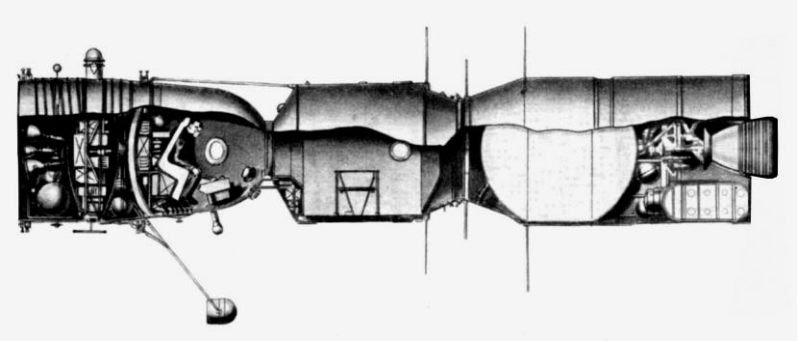


Рис. 1.24. КК Л4 – лунная орбитальная станция

3.2.5. Проект Л5 – «луномобиль» для космонавтов

Для планомерного изучения Луны С.П.Королев предложил в экспедициях, последующих за первыми высадками на Луну, использовать специальный транспорт для космонавтов. Предусматривалась доставка на Луну специального «луномобиля» Л5, который представлял собой герметичную кабину на многоколесном шасси и двигательной системой, что позволило бы ему развивать скорость при движении по поверхности Луны до 20 км/час. В кабине космонавты, прибывшие в КК Л3 и перешедшие по поверхности Луны в Л5, могли находиться без скафандров длительное время, управляя «луномобилем» и проводя исследования.

Рис. 1.25. «Луномобиль» Л5

Для доставки «луномобиля» на Луну требовалось выведение на орбиту ИСЗ комплекса суммарной массой 80 т, состоящего из следующих блоков:

- разгонный блок, полная масса – 58 т;
- блок торможения, масса 14 т;
- посадочный блок, состоящий из посадочного шасси, двигательной установки с регулируемой тягой, баков с топливом и платформы с закрепленным «луномобилем». Масса посадочного блока без «луномобиля» – 2,5 т. Расчетная скорость касания поверхности Луны 2-4 м/сек. Посадка должна производиться по наведению на радиомаяк АМС Е8.

Масса «луномобиля» – 5,5 т, из которых 3,5 т – СЖО и необходимые запасы. Запуск комплекса мог быть осуществлен одной модифицированной РН Н1.

3.2.6. Варианты проекта Л1

3.2.6.1. Водородный разгонный блок

Этот проект ОКБ-1 предусматривал использование КК «Союз А» 7К и кислородно-водородного разгонного блока. Каждый из аппаратов должен был выводиться на орбиту ИСЗ одним запуском РН 8К72. На орбите должна была быть осуществлена стыковка, после чего КК «Союз А» разгонялся на траекторию облета Луны. Энергетики кислородно-водородного РБ массой 6 т должно было хватить для этой цели, но в начале 60-х годов еще не были созданы ни кислородно-водородный двигатель, ни технология работ с жидким водородом в качестве топлива. Поскольку в необходимые сроки такой РБ создать было невозможно, этот проект остался на бумаге.

3.2.6.2. Составной разгонный блок

Одним из возможных путей решения было предложение разделить РБ на два отдельно запускаемых блока, если уж не удается запустить его целиком одной РН. Для уменьшения количества потребных стыковок было предложено использовать вместо КК «Союз» более легкий вариант – КК «Север», соединив его с баком горючего от разгонного блока. Вторая РН должна была выводить на орбиту вторую половину РБ – бак окислителя и двигательную установку. После стыковки на орбите получался облегченный КК с облегченным РБ. В принципе, после решения технических вопросов по стыковке и надежному соединению топливных магистралей, это могло дать необходимый результат, но, в связи с предложенным ОКБ-52 вариантом однопускового облета Луны, проект составного РБ далее не рассматривался.

3.2.6.3. КК 7К-ПЛК

КК 7К-ПЛК (простейший лунный корабль) – проект пилотируемого КК для облета Луны с выходом на окололунную орбиту.

Спускаемый аппарат КК 7К-ПЛК предполагалось изготавливать сферической формы, что делало ненужным отработку системы управления спуском – ценой повышения перегрузок при возвращении. Двигательная установка КК (блок Н) состояла из однокамерного сближающе-корректирующего ЖРД тягой 410 кгс и двухкамерного разгонного ЖРД однократного включения тягой 3,3 т.

Планировалось с помощью РН Н-11, представлявшей собой вторую и третью ступени РН Н-1 (блоки Б и В), выводить на переходную орбиту ИСЗ сборку «блок Г + блок Д + КК 7К-ПЛК». Блок Г должен был разгонять комплекс, состоящий из КК 7К-ПЛК и блока Д, на траекторию полета к Луне. При подлете к Луне КК 7К-ПЛК, используя блок Д, должен был выходить на окололунную орбиту, а затем, после нескольких витков по орбите ИСЛ, включением разгонного ЖРД блока Н переводиться на траекторию возвращения.

Рассматривался также вариант использования только РН «Союз» со стыковками и дозаправкой на орбите ИСЗ (аналогично проекту «Союз 7К-9К-11К»).

3.2.6.4. КК 7К-Л1

Дальнейшим развитием проекта космического корабля для облета Луны стал проект 11Ф91 7К-Л1. Аналогично проекту КК 7К-ПЛК корабль 7К-Л1 с блоком Д должен был выводиться ракетой-носителем Н-11 сначала на промежуточную орбиту ИСЗ, а затем разгоняться на траекторию облета Луны (без выхода на окололунную орбиту).

КК 11Ф91 7К-Л1 представлял собой модифицированный КК 7К «Союз», отличавшийся системой ориентации и усиленной теплозащитой. Масса КК должна была составить 6,8-7,7 т.

Проект не получил поддержки военно-промышленной комиссии, так как ОКБ-1 было поручено сосредоточиться на создании ракеты-носителя Н-1 и реализации программы Н1-Л3 – пилотируемой экспедиции на Луну. Задача облета Луны, как без выхода на орбиту ИСЛ, так и с полетом по окололунной орбите, была перепоручена ОКБ-52.

3.3. В облет Луны

В качестве «лунной» ракеты вместо Р-7, мощность которой для выполнения полетов к Луне была явно недостаточна, в 1964 году появилась втрое более мощная ракета-носитель 8К82 «Протон», созданная коллективом ОКБ-52. В свою очередь, ОКБ-1 начало работы по супер-ракете Н-1 с грузоподъемностью 75 тонн (позднее увеличенной до 95 тонн). Новые ракеты-носители давали возможность по-новому планировать этапы полетов к Луне.

В 1964 году вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР, которым ставилась задача осуществления пилотируемой экспедиции на Луну. Постановление предписывало ОКБ-52 осуществить разработку лунного корабля ЛК-1 и выполнить пилотируемый облет Луны с использованием РН 8К82 «Протон». ОКБ-1 поручалось создать тяжелую ракету-носитель Н-1 и космические корабли, необходимые для осуществления пилотируемой экспедиции на Луну.

Таким образом, произошло разделение работ лунной тематики по трем ракетно-космическим ОКБ:

Программа Л1: пилотируемый облет Луны – ОКБ-52 (Главный конструктор Челомей В.Н.);

Программа Л2: создание лунных самоходных аппаратов – ОКБ им. С.А. Лавочкина (Главный конструктор Бабакин Г.Н.);

Программа Л3: пилотируемая экспедиция с высадкой на Луну – ОКБ-1 (Главный конструктор Королев С.П.).

3.3.1. Лунный корабль ЛК-1

ЛК-1 (Лунный Корабль – 1) – одно-двухместный КК для пилотируемого облета Луны, разрабатывавшийся в ОКБ-52. Состоит из следующих блоков:

- аварийная ДУ – двигательная установка, предназначенная для спасения экипажа в случае аварии РН, сбрасывается на конечном участке выведения на орбиту ИСЗ;
- ВА – возвращаемый аппарат. В свою очередь, состоит из отсека экипажа и парашютного отсека. Отсек экипажа имеет форму усеченного конуса со скругленным днищем, аналогично СА КК «Apollo». Парашютная система размещена в коническом отсеке, установленном на верхнем днище отсека экипажа. Максимальный диаметр ВА – 2,8 м, длина – 3,6 м. Объем отсека экипажа, свободный от оборудования – 4,56 м^3. Масса ВА – 3,8 т.

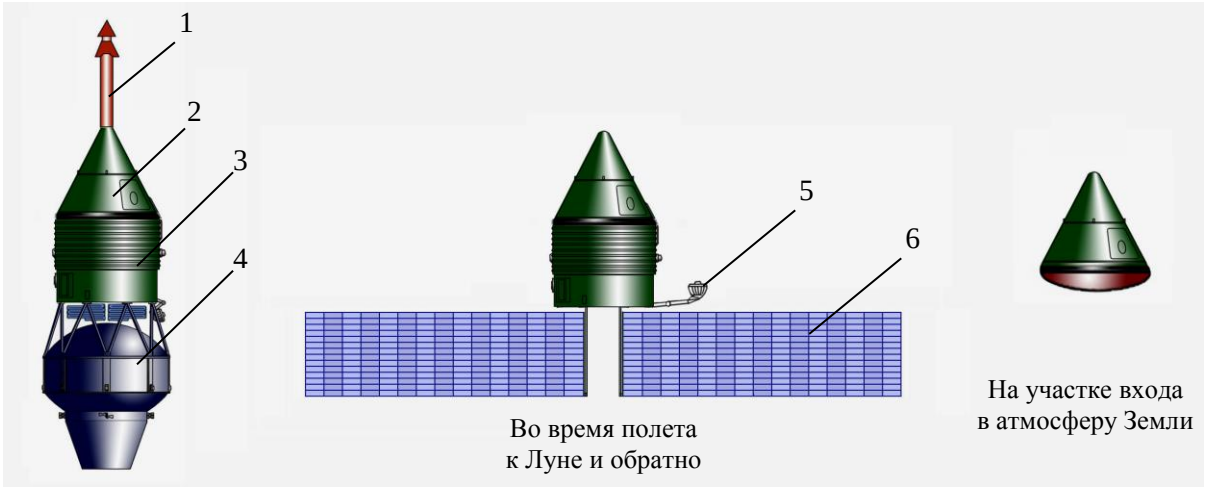
Рис. 1.26. Макет КК ЛК-1 в сборочном цехе

- ПАБ – приборно-агрегатный блок. Содержит двигательную установку для коррекции траектории, аппаратуру радиосвязи и телеметрии, систему ориентации. На корпусе ПАБ

закреплены две солнечные батареи общей площадью около 30 м^2, которые раскрываются после отделения разгонного блока. Длина ПАБ – 0,5 м, диаметр – 2,9 м, масса – 1 т.

– РБ – разгонный блок А, предназначенный для перевода КК с околоземной орбиты на траекторию полета к Луне. Длина РБ – 4,7 м, наибольший диаметр – 2,9 м, масса – 16 т, в т.ч. масса топлива – 13 т. Запас топлива (тетраоксид азота и НДМГ) обеспечивает приращение характеристической скорости КК 3 300 м/сек. После разгона ЛК-1 к Луне РБ отбрасывается.

Полная масса КК ЛК-1 – 20,8 т. Общая длина (без аварийной ДУ) – 8,8 м. РН для запуска КК в облет Луны – УР-500 (8К82 «Протон»).



1 – аварийная ДУ
2 – возвращаемый аппарат
3 – ПАБ (блок Б)
4 – разгонный блок А
5 – остронаправленная антенна
6 – солнечная батарея

Рис. 1.27. КК ЛК-1 на разных этапах полета

Если в решении задачи вывода на орбиту комплекса «КК плюс РБ» Челомей смог обойти Королева, создав мощную РН «Протон», то в задачах создания собственно КК и разгонного блока ему предстояло еще доказать свои возможности. Уже в 1965 году стало ясно, что ОКБ-52, не имеющее опыта создания пилотируемых кораблей, не сможет разработать КК ЛК-1 раньше, чем в ОКБ-1 будет готов КК «Союз». Точно так же обстояли дела с разгонным блоком. Блок А, разрабатывавшийся в ОКБ-52, отставал от блока Д, который создавался в ОКБ-1 по проекту Н1-Л3. В итоге в октябре 1965 года вышло Постановление Правительства о принятии к скорейшей реализации пилотируемого облета Луны с использованием РН 8К82К «Протон», разгонного блока Д 11С824 и облегченного КК 7К-Л1 на базе КК «Союз» 7К.

3.3.2. Программа УР-500 – 7К-Л1

В связи с тем, что ОКБ-52 не смогло в приемлемые сроки разработать свой КК ЛК-1 и разгонный блок А, в 1965 году программа Л1 была пересмотрена. Было решено, что для облета Луны будет использован КК 11Ф91 7К-Л1 с разгонным блоком Д, разработанные в ОКБ-1, а для запуска будет использоваться ракета-носитель УР-500 (8К82 «Протон»), созданная в ОКБ-52. Однако масса КК 11Ф91 7К-Л1 в штатной комплектации превышала возможности блока Д по разгону к Луне, поэтому для выполнения задачи облета КК пришлось модифицировать, отказавшись, в частности, от орбитального отсека. Ряд систем пришлось заменить или доработать. Модифицированный КК получил обозначение 11Ф91 7К-Л1 «Зонд». РН УР-500 с разгонным блоком Д, использовавшимся для довыведения на круговую орбиту ИСЗ, получила обозначение 8К82К.

В рамках программы 7К-Л1 кроме основного КК 11Ф91 «Зонд» были также изготовлены и запускались еще два варианта этого КК: 7К-Л1П (упрощенный прототип), использовавшийся, как обычно, для испытаний на начальном этапе летной отработки КК, и 7К-Л1Э – модификация для проведения экспериментальных исследований поведения жидкости в баках в невесомости. Кроме

этого, на базе 7К-Л1 были изготовлены также два КК 7К-Л1А, представлявшие собой модификацию КК 7К-Л1 и использовавшиеся в испытательных запусках РН Н-1.

3.3.2.1. Двухпусковая схема

В 1966-1967 году рассматривалась также схема полета «с подсадкой», которая предусматривала выведение КК 7К-Л1 на орбиту ИСЗ без экипажа. Экипаж должен был спустя сутки стартовать в КК «Союз», сблизиться с КК 7К-Л1 «Зонд» и стыковаться с ним. Два члена экипажа КК «Союз» должны были в скафандрах перейти через открытый космос в КК «Зонд», после чего КК «Союз» должен был отстыковываться и совершить посадку по команде с Земли, а КК «Зонд», включив ДУ блока Д, должен был выходить на траекторию облета Луны.

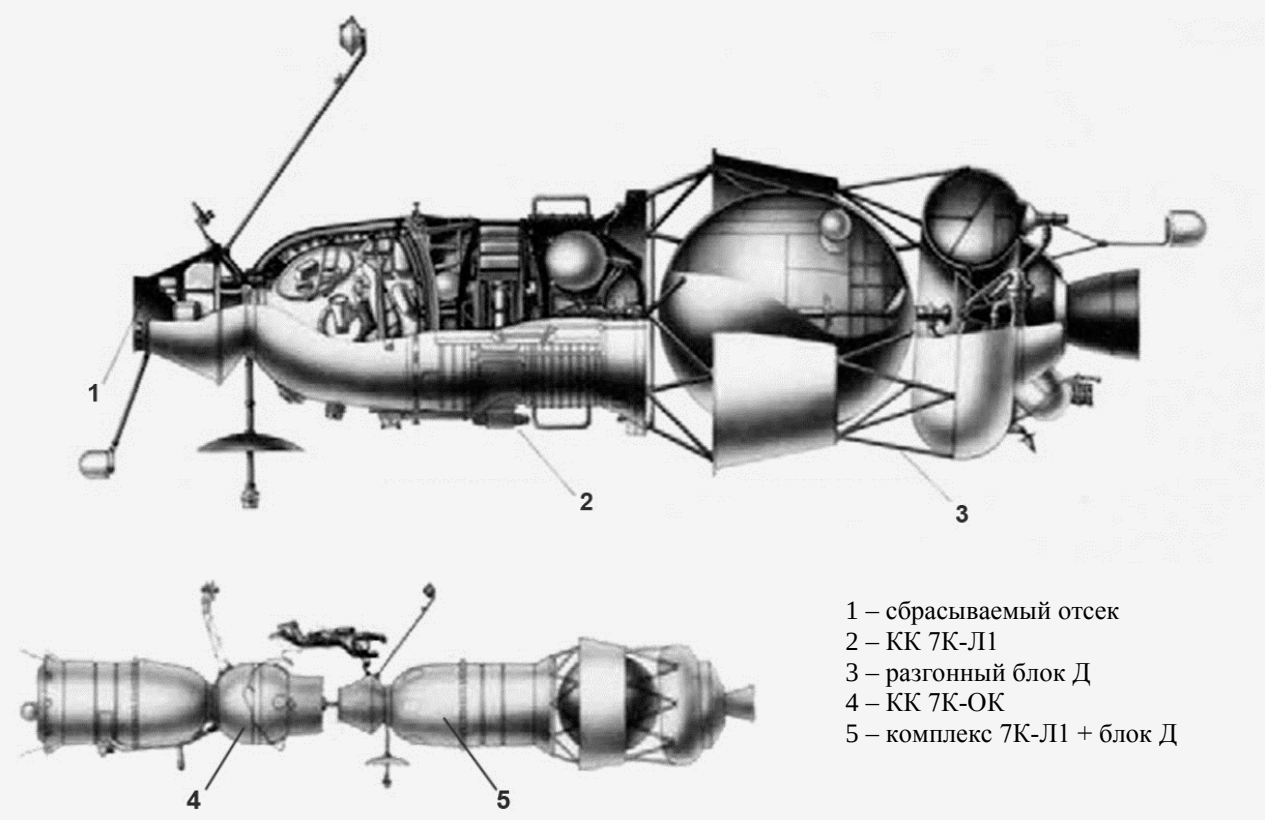


Рис. 1.28. КК 7К-Л1 в варианте «с подсадкой»

Масса КК 7К-Л1 «Зонд» с экипажем из двух человек – 5 550 кг. Габариты: длина 5,7 м, максимальный диаметр 2,7 м.

Масса блока Д – 13 450 кг, в т.ч. масса топлива – 8 500 кг. Длина блока 5,5 м, максимальный диаметр 3,7 м.

Такая схема полета диктовалась опасностью старта экипажа на неотработанной РН. Кроме того, старт КК без экипажа позволял не устанавливать ДУ САС. В процессе проработок вариантов технической реализации схемы «с подсадкой» от нее было решено отказаться.

3.3.2.2. КК 7К-Л1П

7К-Л1П – прототип (макет) КК 7К-Л1. Отличался отсутствием теплозащиты СА, макетным исполнением некоторых второстепенных агрегатов. Основная задача – отработка связки КК 7К-Л1 и блока «Д», испытательные запуски КК на орбиту ИСЗ ракетой-носителем 8К82К, проверка системы управления. Масса КК (без блока «Д») – 5,0 т.

Было произведено два запуска КК 7К-Л1П, в которых основной задачей была проверка системы управления блоком «Д» и его работы. Облет Луны и возвращение СА на Землю не планировалось.

3.3.2.3. КК 7К-Л1 «Зонд» (11Ф91)

7К-Л1 «Зонд» (11Ф91) – модификация КК «Союз» 7К-ОК (11Ф615) для пилотируемых облетов Луны без выхода на окололунную орбиту. Экипаж – 2 человека. Длина КК 7К-Л1 5,0 м, максимальный диаметр 2,72 м, масса в пилотируемом варианте 5,68 т.

КК «Зонд» отличается от КК «Союз», в первую очередь, следующими особенностями:

- отсутствие орбитального отсека;
- система ориентации, обеспечивающая управление положением КК на участках полета Земля-Луна и Луна-Земля, а также при облете Луны;
- система управления положением СА при входе в атмосферу;
- усиленная теплозащита, рассчитанная на вход СА в атмосферу Земли со 2-й космической скоростью.

КК «Зонд» должен был выводиться на орбиту ИСЗ вместе с блоком Д, образуя лунный облетный комплекс Л1. При полной заправке блока Д масса комплекса Л1 составляла 27,5 т. РН 8К82К не могла сообщить комплексу скорость, достаточную для выхода на орбиту ИСЗ, поэтому блок Д сначала использовался, как четвертая ступень РН, выполняя довыведение комплекса на промежуточную орбиту ИСЗ. Масса комплекса на орбите ИСЗ составляла 19,04 т. После уточнения параметров орбиты блок Д включался повторно для выведения КК «Зонд» на траекторию облета Луны.

Система управления КК 7К-Л1 должна была управлять стартом блока Д с орбиты ИСЗ, коррекцией траектории при полете к Луне и обратно, а также торможением в атмосфере Земли по специальной программе. В связи с тем, что при возвращении от Луны скорость входа СА в атмосферу составляет около 11 км/с, при баллистическом торможении перегрузки могут доходить до 20 g, а при использовании аэродинамического качества СА, имеющего форму «фары» – только до 8 g. Для КК «Зонд» было решено осуществлять двойной вход в атмосферу. В этом случае при первом входе СА должен был не переходить на траекторию спуска, а, затормозившись до определенной скорости, снова выйти за пределы атмосферы, как бы «отразившись» от нее. За счет того, что после первого торможения скорость СА становится меньше 7 км/сек, СА движется по суборбитальной траектории и вторично входит в атмосферу, на этот раз тормозясь окончательно. Такая схема торможения требует «ювелирно» работающей системы управления, но позволяет снизить перегрузки до 3-4 g.

Первоначальные решения, записанные в Постановлении ЦК КПСС и СМ СССР от 04.02.1967 г., предусматривали изготовление и запуски в течение 1967 года следующих КК Л1:

- отработку схемы запуска и работы блока Д на орбите ИСЗ с использованием КК 7К-Л1П №№ 2П и 3П;
- отработку штатной схемы полета по трассе Земля-Луна-Земля с использованием беспилотных КК 7К-Л1 №№ 4Л и 5Л;
- выполнение пилотируемых облетов Луны на КК 7К-Л1 №№ 6Л-12Л;
- резервный КК – №13Л.

Работы по программе 7К-Л1 были доведены до стадии беспилотных полетов КК «Зонд» по траектории облета Луны. В июне 1968 года – после неудачных пусков КК №№ 4Л, 5Л, 7Л и частично успешного полета КК № 6Л, – было принято решение произвести еще 3-4 беспилотных полета КК 7К-Л1 в облет Луны, а в ноябре 1968 выполнить первый пилотируемый облет, затем – еще два. Предполагалось, что пилотируемые облеты Луны будут продолжены, но в конкретном планировании они не рассматривались.

При подготовке к очередному пуску в июле 1968 года произошло разрушение бака окислителя блока Д. Следующие запуски состоялись в сентябре и декабре 1968 года («Зонд-5» и «Зонд-6»), однако полностью успешными их назвать было нельзя.

На «Зонде-5» произошел сбой датчика астроориентации, из-за чего не удалось выполнить спуск с двойным погружением, и СА тормозился в атмосфере по баллистической траектории с максимальными перегрузками до 20 g. Такая возможность была предусмотрена разработчиками, в итоге СА «Зонда-5» совершил посадку в Индийском океане, куда заблаговременно были отправлены суда поисковой службы.

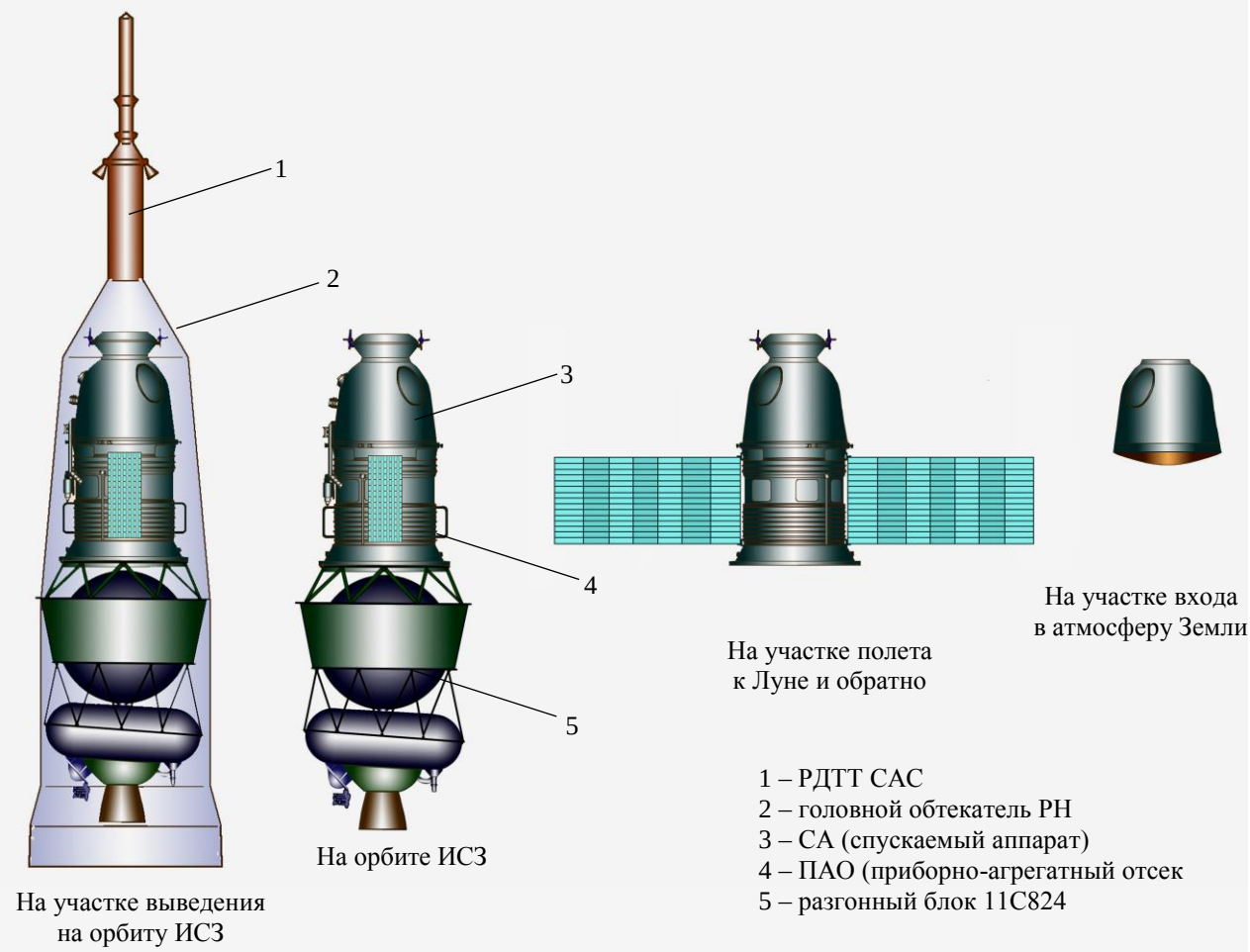


Рис. 1.29. КК 7К-Л1 «Зонд» на разных этапах полета

КК «Зонд-6» полностью выполнил программу полета, но при спуске отделение парашюта произошло на высоте более 5 км, СА с огромной скоростью ударился о Землю и разбился.

По итогам этих неудач было принято решение в течение 1969 года продолжить беспилотные пуски КК «Зонд», а в декабре осуществить первый пилотируемый облет Луны, при условии двух успешных облетов в автоматическом режиме. Количество планируемых пилотируемых облетов Луны было уменьшено до трех.

Для полетов по программе 7К-Л1 были назначены экипажи:

1. А.А.Леонов	– О.Г.Макаров;	4. А.Г.Николаев	– Г.М.Гречко;
2. В.Ф.Быковский	– Н.Н.Рукавишников;	5. П.И.Климук	– А.Ф.Воронов;
3. П.Р.Попович	– В.И.Севастьянов	6. В.А.Волошин	– Ю.П.Артюхин.

Первые три экипажа были основными, остальные – дублерами.

Авария РН при попытке запуска КК «Зонд» в январе 1969 года снова задержала выполнение программы. Следующий старт («Зонд-7») после еще двух аварий РН состоялся только в августе, после триумфальной высадки американских астронавтов на Луну и, хотя и был полностью успешным, актуальность облета Луны исчезла, и пилотируемые облеты Луны были отменены. Очередной и последний старт беспилотного КК 7К-Л1 «Зонд-8» состоялся только через год. В этом запуске была поставлена цель произвести первое погружение СА в атмосферу Земли над территорией СССР, для того, чтобы проконтролировать работу системы управления на этом, самом сложном, участке посадки. Посадка СА в этом случае происходила в Индийском океане.

Всего было произведено 11 попыток запуска КК 7К-Л1 «Зонд», в том числе 9 – с целью облета Луны (первая попытка – 28.09.67 г., последний запуск – «Зонд-8», – 20.10.70 г.). Пять запусков были

неудачными из-за аварий РН, в двух отказала система управления, что привело к снижению в атмосфере с перегрузками до 20 g, в одном произошло преждевременное отделение основного парашюта, и лишь два запуска – КК «Зонд-7» и «Зонд-8», – были полностью успешными.

3.3.2.4. КА 7К-Л1Э

7К-Л1Э – КА, состоящий из экспериментального варианта КК 7К-Л1 и блока Д. КА предназначался для исследований поведения компонентов топлива в баках в условиях невесомости. СА был изготовлен в макетном исполнении, так как его возвращение не предусматривалось. Емкости блока Д в соответствии с задачами полета заправлялись не полностью, в стенках баков делались «окна», через которые производилась телесъемка поведения топлива в баке.

Масса КА на орбите ИСЗ – 10 380 кг. Расчетное время активного полета – 8 суток.

Запуски КА осуществлялись ракетой-носителем 8К82К. Было произведено 2 запуска КА 7К-Л1Э, один из них был неудачным.

Табл. 1.5. Полеты КК 11Ф91 «Зонд» 7К-Л1, 7К-Л1П и 7К-Л1Э.

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Даты запуска-посадки	Длительность полета	Параметры орбиты	Назначение запуска	Примечание
1	Космос-146	7К-Л1П 2П	5 017	10.03.67-19.03.67	8с 17ч 01м	51,5 град 178 x 312 км	Первый испытательный запуск КК с блоком Д	КК успешно выведен с промежуточной орбиты на высоко-эллиптическую орбиту. Задача попасть в Луну не ставилась, облет Луны не планировался, возвращение КК также не предусматривалось. Полет считается полностью успешным.
2	Космос-154	7К-Л1П 3П	5 020	08.04.67-10.04.67	2с 05ч 23м	51,5 град 187 x 203 км	Второй испытательный запуск КК с блоком Д	Облет Луны не планировался. КК выведен на орбиту ИСЗ успешно, но из-за неполадок ДУ блока Д в расчетное время запустить не удалось. Запуск ДУ удалось произвести только спустя двое суток, когда из-за торможения в верхних слоях атмосферы КК потерял необходимую ориентацию.
3	-	7К-Л1 4Л	5 390	28.09.67	06м	-	Облет Луны беспилотным КК	Авария РН на 67-й секунде полета. Сработала САС, СА совершил посадку на парашюте.
4	-	7К-Л1 5Л	5 390	22.11.67	12м	-	Облет Луны беспилотным КК	Авария РН на 4-й секунде работы 2-й ступени. Сработала САС, после чего СА совершил посадку на парашюте.
5	Зонд-4	7К-Л1 6Л	5 390	02.03.68-09.03.68	7с 00ч 20м		Испытательный запуск КК с блоком Д	Полет выполнен по высокоэллиптической орбите для отработки системы ориентации. При возврате произошел отказ системы управления, что делало невозможным посадку СА на территории СССР. По команде с Земли 09.03.68 г. произведен подрыв СА на высоте 12 км над Гвинейским заливом. Официальная версия: КК вышел на гелиоцентрическую орбиту.
6	-	7К-Л1 7Л	5 390	23.04.68	12м	-	Облет Луны беспилотным КК	Из-за преждевременного отключения 2-й ступени произошел сбой в системе управления КК, что привело к включению САС. СА впоследствии вторично использован в КК 7К-Л1 №13Л.
	-	7К-Л1 8Л	5 140	21.07.68	-	-	Облет Луны беспилотным КК	При подготовке к запуску РН произошло разрушение бака окислителя блока Д. КК не поврежден.
7	Зонд-5	7К-Л1 9Л	5 390	14.09.68-21.09.68	6с 18ч 26м		Облет Луны беспилотным КК. Испытания КК перед пилотируемым запуском.	Первый успешный облет Луны. 18.09.68 г. КК облетел Луну с минимальным расстоянием до поверхности Луны 1 950 км. Из-за сбоя в системе управления (отказ астродатчиков системы ориентации) при возвращении СА вместо управляемого совершил баллистический спуск с максимальными перегрузками 20 g и 21.09.68 г. приводнился в Индийском океане. Был подобран советским поисковым кораблем и доставлен в СССР.
		7К-Л1 10Л	5 390					Вероятно, использован для изготовления КА 7К-Л1Э № 1Л.

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Даты запуска-посадки	Длительность полета	Параметры орбиты	Назначение запуска	Примечание
8	Зонд-6	7К-Л1 12Л	5 375	10.11.68-17.11.68	6с 18ч 48м		Облет Луны беспилотным КК. Испытания КК перед пилотируемым запуском.	КК облетел Луну 14.11.68 с минимальным расстоянием до поверхности 2 420 км. При возвращении произошла разгерметизация кабины СА. 17.11.68 г. СА впервые выполнил двойной вход в атмосферу и совершил спуск над территорией СССР. Произошло преждевременное отделение парашюта, СА разрушился от удара о Землю. Из всего отснятого фотоматериала удалось сохранить одну фотографию, с той части пленки, которая оставалась в камере.
9	-	7К-Л1 13Л	5 390	20.01.69-20.01.69	09м	-	Облет Луны беспилотным КК.	На 510-й секунде полета из-за отклонения от траектории произошел автоподрыв РН. СА был отделен включившейся САС и совершил посадку в Монголии.
10	Зонд-7	7К-Л1 11Л	5 379	08.08.69-14.08.69	6с 18ч 25м		Облет Луны беспилотным КК.	Полностью успешный полет. КК облетел Луну 11.08.69 г. на минимальном расстоянии 1 985 км и 14.08.69 г. совершил посадку на территории СССР после двойного торможения в атмосфере.
11	-	7К-Л1Э 1Л		28.11.69				Вероятно, изготовлен с использованием матчасти КК 7К-Л1 № 10. Авария 1-й ступени РН.
12	Зонд-8	7К-Л1 14Л	5 390	20.10.70-27.10.70	6с 18ч 00м		Облет Луны беспилотным КК.	Последний полет по программе 7К-Л1. КК успешно выполнил облет Луны с минимальным расстоянием 1 110 км. Траектория возвращения была выбрана таким образом, чтобы первый вход СА в атмосферу происходил над территорией СССР для возможности наблюдения с Земли. Второй вход в атмосферу и спуск СА совершил в Южном полушарии. Посадка была произведена в Индийском океане.
		7К-Л1 15Л	5 390					Вероятно, использован для изготовления КА 7К-Л1Э № 2Л.
13	Космос-382	7К-Л1Э 2Л		02.12.70	> 20 лет	55,9 град.,от 190 х 300 км до 2 577 х 5 082 км		Вероятно, изготовлен с использованием матчасти КК 7К-Л1 № 15. Выполнено три включения блока Д. Суммарное приращение скорости 2 578 м/сек.
		7К-Л1 16Л						Изготовление КК было начато, но прекращено.

3.4. Экспедиция на Луну

3.4.1. Программа Н1-Л3

3.4.1.1. «Царь-ракета» Н-1

Впервые ракета-носитель Н-1 была предложена в мае 1960 года в программе, представленной С.П. Королевым Первому секретарю ЦК КПСС Н.С. Хрущеву, хотя задача осуществления полета на Луну с помощью Н-1 тогда не ставилась. В сентябре 1962 года правительством СССР была утверждена разработка РН Н-1 для целей создания тяжелых орбитальных и межпланетных комплексов, но только в августе 1964 года официальным постановлением была поставлена задача осуществить высадку одного космонавта на Луну и его возвращение на Землю. При этом первый запуск Н-1 предписывалось осуществить в начале 1965 года, а высадку на Луну – в 1967-1968 годах.

В феврале 1965 года была одобрена программа Н1-Л3, на базе ракеты-носителя Н-1 с грузоподъемностью, увеличенной с 75 до 95 тонн, а первый пуск РН Н-1 был перенесен на конец 1966 года. Фактически же первая попытка пуска состоялась лишь в феврале 1969 года.

В соответствии с программой, для осуществления лунной экспедиции планировалось применить схему с выходом на окололунную орбиту, а для высадки на Луну использовать специальный посадочный КК, – схему, которая была предложена русским энтузиастом Ю. Кондратюком в 1919 году в статье «Тем, кто будет читать, чтобы строить». Такая же схема полета была выбрана и в американской программе «Saturn V – Apollo»[1].

РН Н-1, имевшая на старте массу около 2 800 т, должна была выводить на орбиту ИСЗ комплекс Л3, состоящий из двух разгонных блоков – Г и Д, – и двух космических кораблей – ЛК и ЛОК.

Двухместный лунный орбитальный корабль (ЛОК) предназначался для доставки экипажа на орбиту Луны и последующего возвращения его на Землю, а лунный корабль (ЛК) – для высадки одного космонавта на Луну с орбиты ИСЛ и возвращения его с поверхности Луны на эту же орбиту.

3.4.1.2. Программа лунной экспедиции Н1-Л3

Для обеспечения безопасности высадки космонавта на Луну была разработана программа экспедиции, включавшая не только запуски пилотируемых КК с высадкой на Луну, но и целый ряд запусков вспомогательных КА. В полном объеме эта программа выглядела, как описано ниже.

1. Для предварительного выбора районов посадки ЛК запускается АМС типа Е-8ЛС, которая с орбиты ИСЛ производит фотографирование лунной поверхности с высоким разрешением (было запущено две таких АМС – «Луна-19» в 1971 году и «Луна-22» в 1974 году).
2. В выбранный район за 2-3 месяца до пилотируемой экспедиции двумя пусками РН 8К82К с недельным интервалом доставляются два модифицированных «Лунохода» (АМС типа Е-8), которые должны были выбрать две площадки прилунения ЛК, основную и резервную.
3. Первым пуском Н-1 за 1-2 месяца до пилотируемой экспедиции на орбиту Луны выводится беспилотный комплекс ЛОК – ЛК-Р (лунный корабль резервный). ЛК-Р, ориентируясь на радиомаяки, установленные на «Луноходах», совершает посадку в автоматическом режиме. ЛОК выполняет фотосъемку лунной поверхности, включая район посадки ЛК-Р, и возвращается на Землю. В дальнейшем от использования резервных кораблей ЛК-Р предполагалось отказаться.
4. «Луноходы» приближаются к ЛК-Р и производят внешний осмотр, передавая на Землю телеизображения. Если по данным телеметрии ЛК-Р и изображениям, полученным с «Луноходов», будет определено, что ЛК-Р находится в исправном состоянии, то в следующее «окно» запуска (через 29 суток) стартует пилотируемый комплекс Н1-Л3.

[1] По словам сотрудника NASA Джона Хуболта, предложившего для программы «Apollo» такую схему, он узнал про Ю.В.Кондратюка и высказанную им идею разделения лунной экспедиции на два корабля только в 1997 году, когда получил из России книгу Кондратюка, переведенную на английский язык.

5. Космонавт в ЛК совершает посадку на выбранную площадку, также ориентируясь по сигналам радиомаяков «Луноходов». После посадки «Луноходы» производят внешний осмотр ЛК, аналогично ранее проделанному осмотру ЛК-Р.
6. Решение о выходе принимается по данным телеметрии, переданным изображениям внешнего осмотра и докладам космонавта. Длительность выхода космонавта – 2 часа. Время пребывания ЛК на Луне – от 6 до 24 часов.
7. После завершения выхода космонавт возвращается в ЛК и стартует на окололунную орбиту для стыковки с ЛОК и возвращения на Землю.
8. Если старт ЛК по каким-либо причинам невозможен, космонавт должен использовать один из «Луноходов» (второй является дублирующим) для переезда к ЛК-Р. «Луноход» оборудован специальной подставкой впереди, на которую становится космонавт, пультом ручного управления и агрегатами СЖО, к которым космонавт может подключить свой скафандр (рис. 1.30).

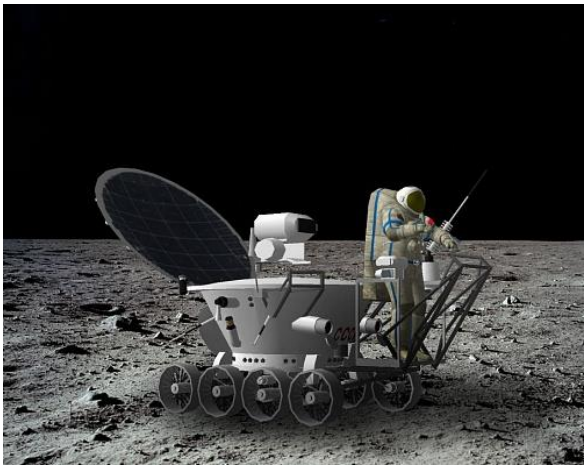


Рис. 1.30. Космонавт на «Луноходе»

Собственно полет Н1-Л3 должен был происходить следующим образом:

1. Вывод ракетой-носителем Н-1 комплекса Л3 на орбиту ИСЗ высотой 200 км и наклонением около 52º с временем пребывания на этой орбите в течение суток для проверки готовности всех систем.
2. Разгон комплекса Л3 блоком Г на траекторию полета к Луне, при этом двигатель блока Г работает до полной выработки топлива, затем блок Г отбрасывается.
3. Доразгон блоком Д до заданной скорости, затем с его помощью – две коррекции траектории. Время полета до Луны 101 час.
4. Торможение блоком Д для выхода комплекса на круговую селеноцентрическую орбиту с параметрами: высота 150 км, наклонение 170-180º, период обращения 122 мин.
5. Переход с помощью блока Д с круговой орбиты на эллиптическую высотой 20 х 100 км.
6. Переход одного из космонавтов через открытый космос из ЛОК в ЛК, находящийся позади ЛОК.
7. Отделение от ЛОК лунной посадочной системы в составе блока Д и ЛК.
8. Ориентация посадочной системы с помощью блока Д и торможение для спуска с орбиты до полной выработки топлива в блоке Д. Расчетная скорость ЛК в этот момент около 100 м/с, высота – 4 км.
9. Отделение блока Д и увод его в сторону, чтобы избежать ошибочного отражения сигнала радиовысотомера от блока Д.
10. Торможение с помощью блока Е, маневр по выбору места посадки, посадка на Луну.
11. Взлет ЛК с Луны и выход на орбиту ИСЛ с помощью блока Е, при этом посадочное шасси и часть аппаратуры остаются на Луне.
12. Сближение и стыковка ЛОК (активный КК) с ЛК (пассивный КК), переход космонавта из ЛК в ЛОК через открытый космос и отбрасывание ЛК и бытового отсека ЛОК.
13. Старт ЛОК с окололунной орбиты (время ЛОК пребывания на орбите ИСЛ – 39 витков) и выход с помощью блока И на траекторию полета к Земле, проведение одной-двух коррекций за время полета (82 ч).
14. Отделение спускаемого аппарата ЛОК, вход его в атмосферу Земли со второй космической скоростью по траектории «двойного погружения», спуск и посадка. Для первых беспилотных пусков было предусмотрено возвращение по «южной» траектории, с посадкой на территории СССР, для последующих беспилотных и пилотируемых – по «северной», с посадкой в Индийском океане.

Общее время экспедиции – 11-12 суток.

К полетам на Луну готовилось несколько экипажей:

Леонов А.А. – Макаров О.Г.,
Быковский В.Ф. – Рукавишников Н.Н.,
Хрунов Е.В. – Елисеев А.С.,
Воронов А.Ф. – Пацаев В.И.

Основными являлись экипажи Леонова и Быковского. Предварительно каждый экипаж должен был совершить облет Луны на корабле 7К-Л1.

К сожалению, никому из советских космонавтов не довелось ни высадиться на Луну, ни даже просто совершить полет к Луне.

3.4.1.3. Ход выполнения и закрытие программы Н1-Л3

В марте 1967 года была утверждена программа пусков ракетно-космического комплекса Н1-Л3, приведенная ниже. Руководство СССР, утверждая эту программу, ставило целью опережение США, которые планировали произвести высадку двух космонавтов летом 1969 года. Советский космонавт должен был ступить на Луну в сентябре 1968 года.

Табл. 1.6. Программа пусков комплекса Н1-Л3 (март 1967 г.)

№ пуска	№ комплекса	Назначение комплекса	Срок пуска
1	3Л	Летная отработка РН и блоков Г и Д с комплексом Л3С	сентябрь 1967 г.
2	4Л	Резервный	-
3	5Л	Летная отработка беспилотного комплекса Л3 (ЛОК+ЛК)	декабрь 1967 г.
4	6Л	Летная отработка беспилотного комплекса Л3 (ЛОК+ЛК)	февраль 1968 г.
5	7Л	Летная отработка пилотируемого комплекса Л3 (ЛОК+ЛК)	апрель 1968 г.
6	8Л	Летная отработка пилотируемого комплекса Л3 (ЛОК+ЛК)	июнь 1968 г.
7	9Л	Посадка на Луну беспилотного ЛК	август 1968 г.
8	10Л	Пилотируемая экспедиция на Луну	сентябрь 1968 г.
9	11Л	Резервный	-
10	12Л	Резервный	-

Вместо сентября 1967 года первую попытку запуска РН Н-1 №3Л удалось осуществить только в феврале 1969 года. Полет продолжался 69 секунд и завершился падением РН в результате аварии первой ступени.

Вторая попытка (РН Н-1 №5Л) была предпринята в июле 1969 года и также завершилась аварией и взрывом РН. Ракета-носитель рухнула на стартовый комплекс, который последовавшим взрывом был уничтожен практически полностью.

В январе 1970 года – уже после двух американских экспедиций на Луну, – программа, уточненная после аварийных пусков Н-1 №3Л и №5Л, выглядела, как показано в табл. 1.7.

Табл. 1.7. Программа пусков комплекса Н1-Л3 (январь 1970 г.)

№ пуска	№ комплекса	Программа полета
3	6Л	Запуск габаритно-весового макета на орбиту ИСЗ для отработки РН.
4	7Л	Беспилотный пуск. Выход на орбиту ИСЛ, отделение ЛОК и возвращение на Землю по «южной» траектории.
5	8Л	Беспилотный пуск. Выход на орбиту ИСЛ, отделение ЛК и посадка на Луну, взлет ЛК без стыковки с ЛОК. Возвращение ЛОК на Землю. Траектория возвращения определяется по результатам посадки СА в запуске №7Л.

№ пуска	№ комплекса	Программа полета
6	9Л	Повторение по программе полета 8Л.
7	10Л	Пилотируемый пуск. Выход на орбиту ИСЛ, переход космонавта в ЛК и обратно, отделение беспилотного ЛК и посадка на Луну, взлет ЛК, стыковка ЛОК с ЛК. Отделение БО и ЛК, возвращение экипажа в ЛОК на Землю по «северной» траектории.
8	11Л	Повторение полета по программе 10Л.
9	12Л	Повторение полета по программе 10Л.
10	4Л	Доставка на Луну беспилотного резервного ЛК-Р.
11	13Л	Пилотируемый пуск. Первый полет по штатной программе с высадкой космонавта на Луну.
12	14Л	Пилотируемый пуск. Полет по штатной программе с высадкой космонавта на Луну.
13	15Л	Пилотируемый пуск. Полет по штатной программе с высадкой космонавта на Луну.

Пилотируемый полет к Луне в КК 11Ф93 должен был состояться только в запуске 10Л, что могло произойти не ранее 1972 года, а первая высадка на Луну – в 1973 году. Однако, до этого необходимо было выполнить 7-8 успешных запусков комплекса Н1-Л3, а сначала – осуществить успешный полет РН Н-1.

Таким образом, запуск ракеты-носителя Н-1 №6Л проводился исключительно с целью отработки РН, и вместо комплекса Л3 был установлен габаритно-весовой макет. К сожалению, этот пуск также закончился аварийно, после чего задачи четвертого пуска были скорректированы.

В четвертом пуске было решено при удачном выведении комплекса на орбиту ИСЗ провести испытания ЛОК и ЛК на высокоэллиптической орбите. Таким образом, полет к Луне переносился на пятый пуск (№8Л), в котором должен был быть использован комплекс Л3 №2Л. Еще один комплекс Л3 (№ 3Л для пуска РН №9Л) был также практически собран.

Очередной – пятый, – пуск был запланирован на конец 1974 года, но В.П.Глушко, назначенный в 1974 году Генеральным конструктором НПО «Энергия» (бывшее ОКБ-1 и ЦКБЭМ), распорядился прекратить все работы по программе пилотируемой экспедиции на Луну Н1-Л3 и по ракете-носителю Н-1.

В табл. 1.8 приведена краткая информация по запускам комплекса Н1-Л3 по состоянию на момент закрытия программы.

Рис. 1.31. Ракета-носитель Н1 с комплексом Л3

3.4.1.4. Комплекс Л3

Комплекс Л3, выводимый ракетой-носителем Н-1 на опорную околоземную орбиту, состоял из двух разгонных блоков – Г и Д, – и двух космических кораблей – ЛК 11Ф93 и ЛОК 11Ф94. Масса комплекса Л3 на орбите ИСЗ – 95 т.

Для первых пусков РН Н-1 вместо штатного комплекса Л3 использовался облегченный комплекс Л3С.

3.4.1.5. Комплекс Л3С

Комплекс Л3С, использовавшийся в первых пусках РН Н-1 состоял из КК 7К-Л1А 11Ф92, макета ЛК и штатных блоков Г и Д.

После вывода на орбиту ИСЗ масса комплекса Л3С должна была составить 70,56 т. Конкретная конфигурация комплекса и программа полета уточнялись для каждого запуска при подготовке РН. Так, при первом запуске отсутствовал макет ЛК.

Программа полета состояла из следующих этапов:

1. Выведение на орбиту ИСЗ комплекса Л3С с блоком Г;
2. Разгон блоком Г в сторону Луны и отделение блока Г;
3. Корректировка траектории включением блока Д;
4. Включение блока Д для перехода на орбиту ИСЛ;
5. Полет по орбите ИСЛ в течение 2 суток;
6. Включение блока Д для перехода на траекторию полета к Земле и отделение блока Д;
7. Коррекция траектории двигательной установкой КК 7К-Л1А;
8. Разделение отсеков КК, вход СА в атмосферу, торможение и посадка.

Было изготовлено два комплекса Л3С, которые использовались при первых двух пусках ракеты-носителя Н-1 (№№ 3Л и 5Л). Оба пуска были неудачными из-за аварии первой ступени РН. При взрыве РН в первом пуске включение системы аварийного спасения не было предусмотрено, КК был разрушен. При аварии во втором пуске система аварийного спасения включилась и отработала нормально, спускаемый аппарат КК 7К-Л1А был уведен в сторону и опустился на парашюте.

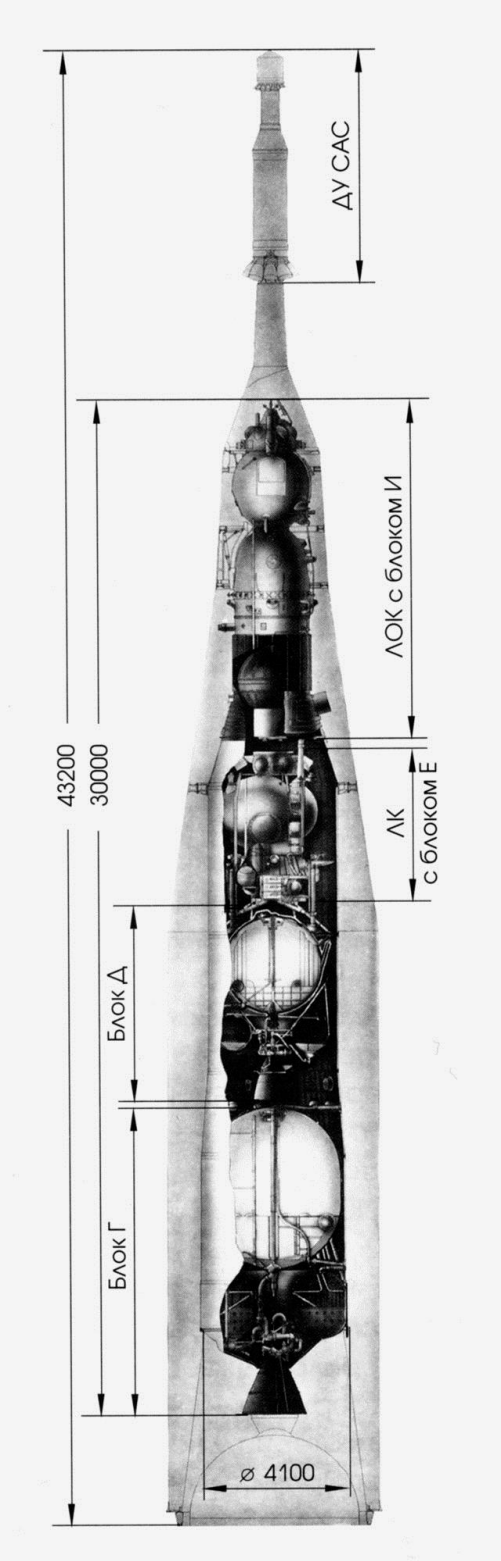


Рис. 1.32. Лунный комплекс Л3

Табл. 1.8. Запуски комплекса Н1-Л3

№	РН	Тип комплекса	Состав комплекса	Дата запуска	Длительность полета	Назначение запуска	Примечание
1	Н-1 № 3Л	Л3С	7К-Л1А №1, блоки Д и Г	21.02.69	1м 09сек	Первый пуск РН Н-1. Испытания РН. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 69-й секунде полета.
2	Н-1 № 5Л	Л3С	7К-Л1А №2, макет ЛК блоки Д и Г	03.07.69	23сек	Второй пуск РН Н-1. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 1-й секунде полета. Полет продолжался 23 секунды при продолжающемся пожаре в отсеке двигателей 1-й ступени.
3	Н-1 № 6Л	габаритно-весовой макет	габаритно-весовой макет, блоки Д и Г	27.06.71	51сек	Третий пуск РН Н-1. Испытания РН при выводе полезного груза на высокоэллиптическую орбиту.	С самого начала полета наблюдалось неуправляемое нарастание вращения по крену, в результате чего на 51-й секунде все двигатели 1-й ступени РН были выключены системой управления.
4	Н-1 № 7Л	Л3	ЛОК №1Л, ЛК №1Л блоки Д и Г	23.11.72	1м 47сек	Четвертый пуск РН Н-1. Выход комплекса ЛОК+ЛК на экваториальную орбиту ИСЛ, возвращение ЛОК на Землю в автоматическом режиме, посадка СА в Индийском океане.	Авария 1-й ступени РН на 107-й секунде полета – за 7 сек до начала работы второй ступени.
	Н-1 № 8Л	Л3	ЛОК №2Л, ЛК №2Л блоки Д и Г	IV кв.74 г.	-	Пятый пуск РН Н-1. Выход комплекса ЛОК+ЛК на орбиту ИСЛ и возвращение ЛОК на Землю в автоматическом режиме.	Решением В.П.Глушко пуск отменен.
	Н-1 № 9Л	Л3	ЛОК №3Л, ЛК №3Л блоки Д и Г	1975 год	-	Шестой пуск РН Н-1. Посадка ЛК на Луну и возвращение ЛОК на Землю в автоматическом режиме.	Решением В.П.Глушко программа Н1-Л3 закрыта.

3.4.1.6. КК 7К-Л1А (11Ф92)

Задача облета Луны с выходом на окололунную орбиту являлась первым этапом подготовки пилотируемой экспедиции на Луну. Этот этап предусматривал проведение отработочных запусков РН Н-1 с выведением беспилотного КК 7К-ЛОК на орбиту Луны и возвращением его на Землю. В частности, полеты по окололунной орбите должны были выполняться кораблем 7К-ЛОК в пусках 5Л-8Л ракеты-носителя Н-1 по программе 1967 года. К 1970 году эта задача была перенесена на пуски 7Л-9Л.

В связи с задержкой в готовности КК 7К-ЛОК 11Ф93, для первых испытательных пусков РН Н-1 использовался упрощенный вариант КК, разработанный на основе 7К-Л1 и получивший обозначение 11Ф92 7К-Л1А. Для сборки первого КК этого типа был использован КК 7К-Л1, изготовленный ранее для наземных стендовых испытаний и имевший обозначение 7К-Л1С (7К-Л1 стендовый). КК 7К-Л1А в некоторых зарубежных источниках именуется также как «Heavy Zond» («Тяжелый Зонд»).

Упрощенный комплекс Л3, в котором вместо 7К-ЛОК использовался КК 7К-Л1А, получил обозначение Л3С.

Основные отличия КК 7К-Л1А от базового КК 7К-Л1 заключались в следующем:

- изменение переходника приборно-агрегатного отсека для стыковки с макетом ЛК;
- установка на верхнем торце СА отсека двигателей ориентации и причаливания, используемого в штатном КК 11Ф93;
- доработка системы управления КК, которая должна была управлять также и блоками Г и Д.

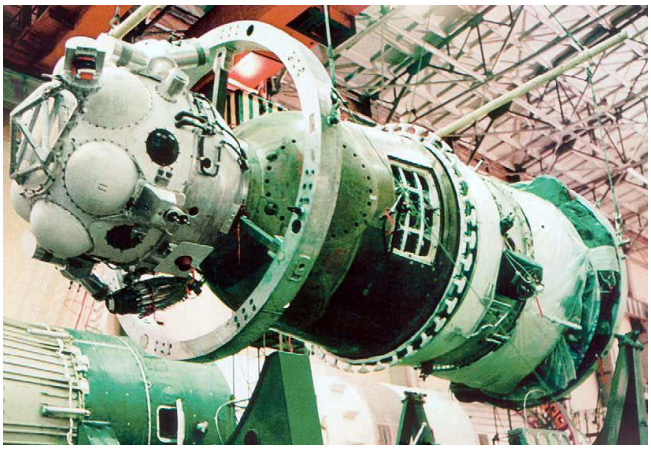


Рис. 1.33. КК 11Ф92 7К-Л1А в монтажно-испытательном корпусе

Масса КК 7К-Л1А – 6 900 кг.

Было изготовлено два летных КК 7К-Л1А, которые использовались при первых двух пусках ракеты-носителя Н-1 (№№ 3Л и 5Л) в составе комплексов Л3С. Оба пуска были неудачными из-за аварии первой ступени РН.

В первом пуске был установлен макетный РДТТ САС, поэтому в результате аварии РН КК был разрушен. При аварии во втором пуске штатная САС включилась и отработала нормально, СА был уведен в сторону и опустился на парашюте.

Информация о запусках КК 7К-Л1А в составе РН Н-1 приведена в табл. 1.9.

Табл. 1.9. Запуски КК 11Ф92 7К-Л1А в составе комплекса Л3С

№	Номер РН	№ КК	Дата запуска	Длительность полета КК	Назначение запуска	Примечание
1	3Л		21.02.69	3м 03 сек	Первый пуск РН Н-1. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 69-й секунде полета.
2	5Л		03.07.69	~ 5 мин.	Второй пуск РН Н-1. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 1-й секунде полета. СА был отделен системой аварийного спасения и совершил посадку на парашюте.

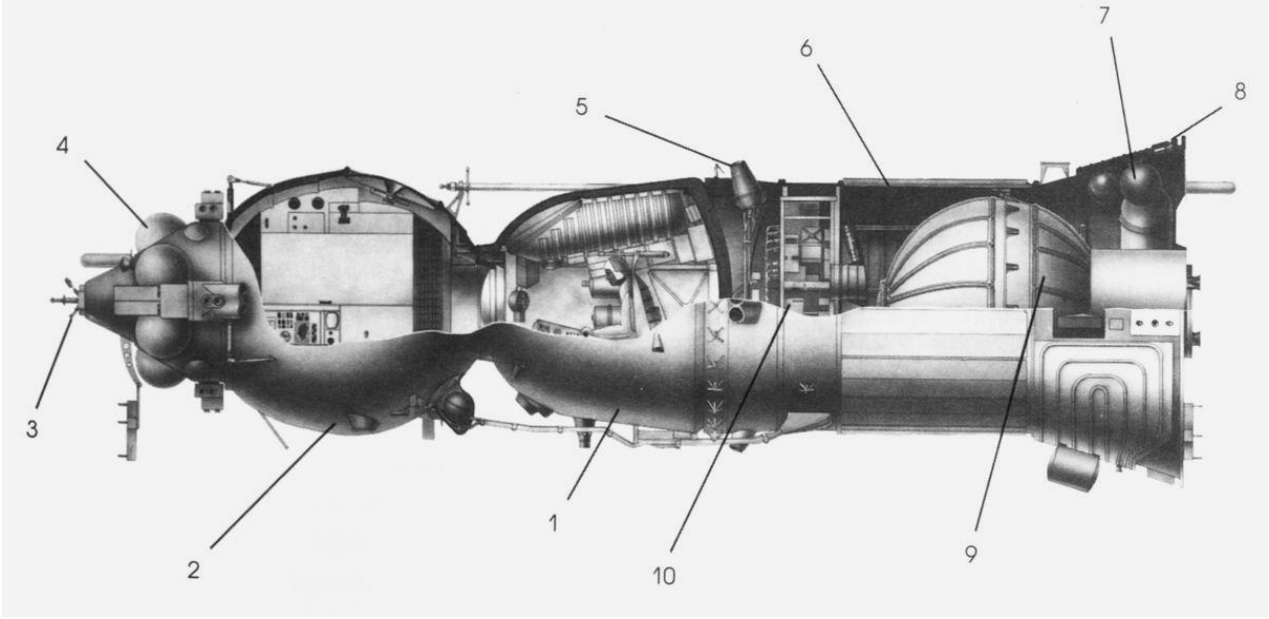
3.4.1.7. Лунный орбитальный корабль ЛОК (11Ф93)

Двухместный лунный орбитальный корабль 11Ф93 создавался на базе КК «Союз» 7К, поэтому его называли также 7К-ЛОК. Основные отличия от базового КК:

- отсек ДОК, устанавливавшийся на бытовом отсеке и содержащий двигательную установку управления ориентацией и причаливанием;
- новый приборно-агрегатный отсек, содержащий более мощную ДУ – блок И;
- новая система сближения и стыковки «Контакт».

Система стыковки включала стыковочный узел и двигательную установку ориентации и причаливания. В двигательную установку, размещенную в отсеке ДОК, входили 8 ЖРД управления по тангажу и рысканию тягой по 10 кгс и 8 ЖРД управления по крену тягой по 2,5 кгс. Кроме двигателей, расположенных в основном отсеке ДОК, в систему ориентации и причаливания входили еще четыре блока двигателей, по два ЖРД тягой по 20 кгс в каждом блоке. Эти блоки располагались в переходном отсеке между спускаемым аппаратом (СА) и приборно-агрегатным отсеком (ПАО). Топливо подавалось к ним из отсека ДОК по трубопроводам, проложенным снаружи корпусов БО и СА. Запас топлива (НДМГ и азотный тетраоксид) в отсеке ДОК – 300 кг.

Длина бытового отсека (БО) – 3,6 м, диаметр – 2,3 м, свободный объем – 5 м^3, масса – 1,4 т. В БО и СА поддерживалась атмосфера, близкая к земной. БО должен был отстреливаться вместе с отсеком ДОК и пристыкованным ЛК на окололунной орбите перед стартом к Земле.



1 – спускаемый аппарат
2 – бытовой отсек
3 – стыковочный узел
4 – отсек двигателей ориентации и причаливания
5 – двигатели причаливания
6 – агрегатный отсек
7 – энергетический отсек
8 – двигатели ориентации
9 – ракетный блок И
10 – приборный отсек

Рис. 1.34. Лунный орбитальный корабль ЛОК 11Ф93

Параметры спускаемого аппарата: длина 2,19 м, диаметр 2,2 м, масса 2,8 т, объем, свободный от оборудования – 4 м^3. Экипаж – 2 человека, – должны были совершать полет без скафандров. Космонавт, который должен был осуществлять высадку на Луну, должен был надевать скафандр в БО, который служил также и шлюзом при выходе в открытый космос. Выйдя из БО, космонавт должен был, держась за поручни, переместиться вдоль СА, ПАО, ЭО и войти в ЛК, находившийся позади ЛОК, перед блоком Д.

Приборно-агрегатный отсек имел длину 4,2 м, максимальный диаметр – 2,9 м. Масса – 5,65 т, в т.ч. 3,15 т топлива (НДМГ и азотный тетраксид). В ПАО размещались разгонный двухкамерный

ЖРД тягой 3 388 кгс, однокамерный ЖРД сближения и коррекции тягой 417 кгс, и сферический топливный бак, разделенный перегородкой на секции НДМГ и тетраоксида. Запас топлива обеспечивал приращение характеристической скорости 1 100 м/с.

Позади ПАО размещался энергетический отсек (ЭО) конической формы, в котором размещались топливные элементы и баки с жидким кислородом и водородом для них. Длина ЭО – 1,3 м, максимальный диаметр – 2,9 м. На обечайке ЭО расположены ЖРД ориентации – 8 ЖРД тягой по 2 кгс для управления по тангажу и рысканию, и 4 ЖРД тягой по 0,5 кгс для управления по крену.

Общие размеры ЛОК: длина 10,06 м, диаметр отсеков по корпусу – от 2,2 до 2,9 м. Масса ЛОК – 9,85 т.

КК 7К-ЛОК 11Ф93 был использован в четвертом запуске РН Н-1 №7Л в частично нештатном исполнении (табл. 1.10).

Табл. 1.10. Запуски КК 7К-ЛОК 11Ф93

№	Ракета-носитель	Сер. № КК	Масса, кг	Дата старта и окончания полета	Назначение запуска	Примечание
1	Н-1 №7Л	№1Л	9 850	23.11.72	Испытания на высокоэллиптической орбите.	Авария 1-й ступени РН.
	Н-1 №8Л	№2Л		IV кв.74 г.	Доставка КК 11Ф93 на орбиту ИСЛ .	Пуск отменен.
	Н-1 №9Л	№3Л		1975 год	Доставка КК 11Ф93 на орбиту ИСЛ.	Пуск отменен.

3.4.1.8. Лунный посадочный корабль ЛК (11Ф94)

Лунный корабль 11Ф94 предназначался для высадки одного космонавта с окололунной орбиты на поверхность и последующего возвращения обратно на орбиту ИСЛ. ЛК имел четырехопорное шасси, на раме которого был установлен блок Е – основная двигательная установка ЛК, обеспечивающая его мягкую посадку и взлет. В состав блока Е входил основной однокамерный ЖРД с регулируемой тягой и резервный двухкамерный ЖРД. Тяга каждого двигателя – по 2 050 кгс.

Над блоком Е размещалась кабина пилота. Внутренний размер кабины, имевшей сложную форму, примерно равнялся 2,3 х 3,0 м. Пилот в скафандре находился в кабине стоя, зафиксировавшись с помощью специального приспособления. В кабине создавалась атмосфера с пониженным парциальным содержанием азота при общем давлении 560 мм рт. ст. Пилот мог открывать гермошлем скафандра для приема пищи и воды.

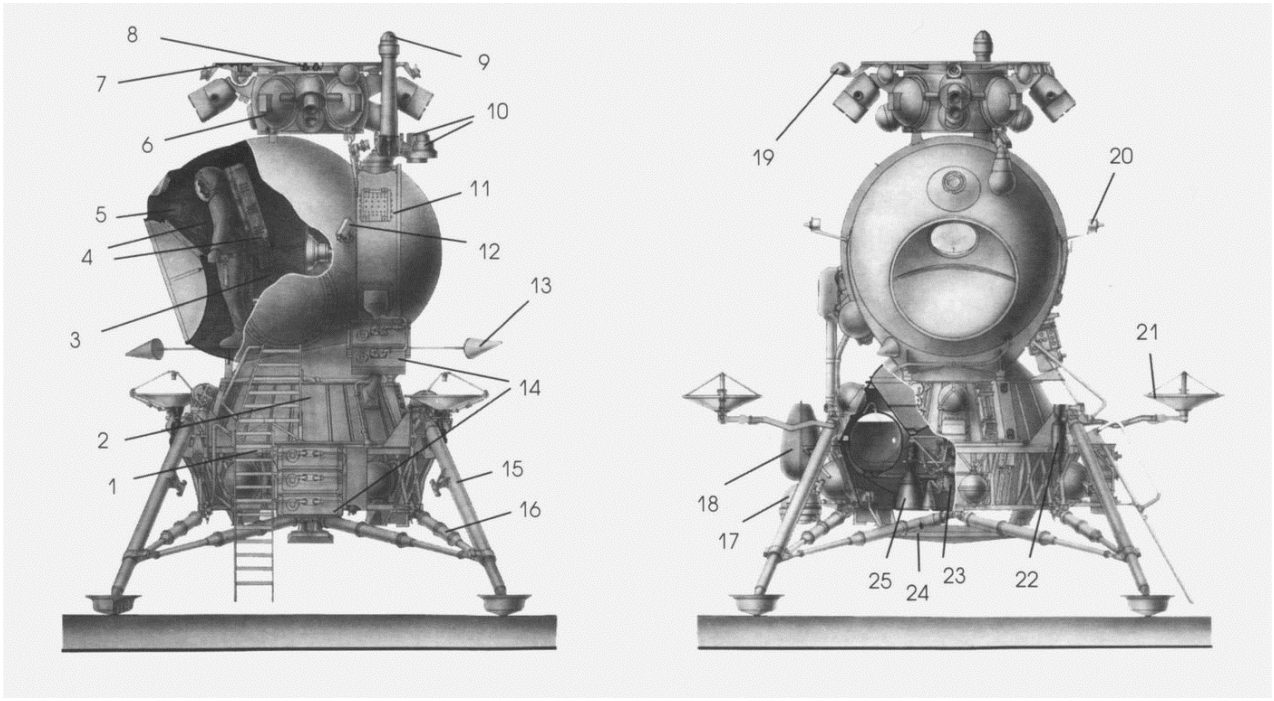
На кабине была установлена пассивная часть стыковочного устройства «Контакт», представлявшая собой панель с шестигранными отверстиями. В процессе стыковки пилот ЛОК должен был попасть стыковочным штырем в любое из этих отверстий, в результате чего происходило зацепление кораблей.

Система управления ЛК содержала БЦВМ с тремя параллельными независимыми каналами, и трехосную гиростабилизированную платформу. Блок двигателей ориентации включал 8 ЖРД управления по тангажу и рысканию тягой по 40 кгс и 8 ЖРД управления по крену, тягой по 10 кгс. ЖРД работали на двухкомпонентном топливе (НДМГ и тетраоксид). Запас топлива – более 100 кг.

Переход космонавта из ЛОК в ЛК перед началом посадки на Луну должен был происходить через открытый космос, так же, как и из ЛК в ЛОК – при возвращении с Луны на орбиту ИСЛ.

Масса ЛК 11Ф94 – 5 560 кг, в т.ч. масса блока Е – 2 950 кг. Взлетная масса ЛК – 3 800 кг. Высота – 5,2 м, размер по опорам 5,4 м.

Посадка ЛК могла выполняться как в автоматическом, так и в ручном режиме. Для предотвращения опрокидывания ЛК при посадке на наклонную поверхность или с непогашенной горизонтальной скоростью, в момент касания опор шасси лунной поверхности включались специальные РДТТ прижатия.



1 – лунный посадочный агрегат
2 – ракетный блок Е
3 – кабина космонавта
4 – блоки системы жизнеобеспечения
5 – посадочный прибор наблюдения
6 – блок двигателей ориентации
7 – радиатор системы терморегулирования
8 – стыковочный узел
9 – датчик прицеливания
10 – юстировочные датчики
11 – приборный отсек
12 – телевизионная камера
13 – всенаправленные антенны
14 – источники питания
15 – опорная стойка с амортизатором
16 – подкос с амортизатором
17 – посадочный локатор
18 – навесной приборный отсек
19 – слабонаправленные антенны
20 – антенны системы сближения
21 – телевизионные антенны
22 – РДТТ прижатия
23 – основной двигатель
24 – отражатель
25 – резервный двигатель

Рис. 1.35. Лунный посадочный корабль ЛК 11Ф94

ЛК был отработан практически полностью к лету 1971 года. В состав комплекса Л3С в пуске РН Н1 № 5Л лунный корабль 11Ф94 входил в макетном исполнении. В пуске № 7Л КК 11Ф94 был установлен в частично нештатном исполнении (не устанавливалась система жизнеобеспечения).

Табл. 1.11. Запуски ЛК 11Ф94

№	Наименование запуска	Сер. №	Дата старта и окончания полета	Назначение запуска	Примечание
1	Н-1 №5Л	макет	03.07.69	Отработка РН.	Авария 1-й ступени РН.
2	Н-1 №7Л	№1Л	23.11.72	Испытания ЛК на высокоэллиптической орбите.	Авария 1-й ступени РН.
	Н-1 №8Л	№2Л	IV кв.74 г.	Посадка на Луну в автоматическом режиме.	Пуск отменен.
	Н-1 №9Л	№3Л	1975 год	Посадка на Луну.	Пуск отменен.

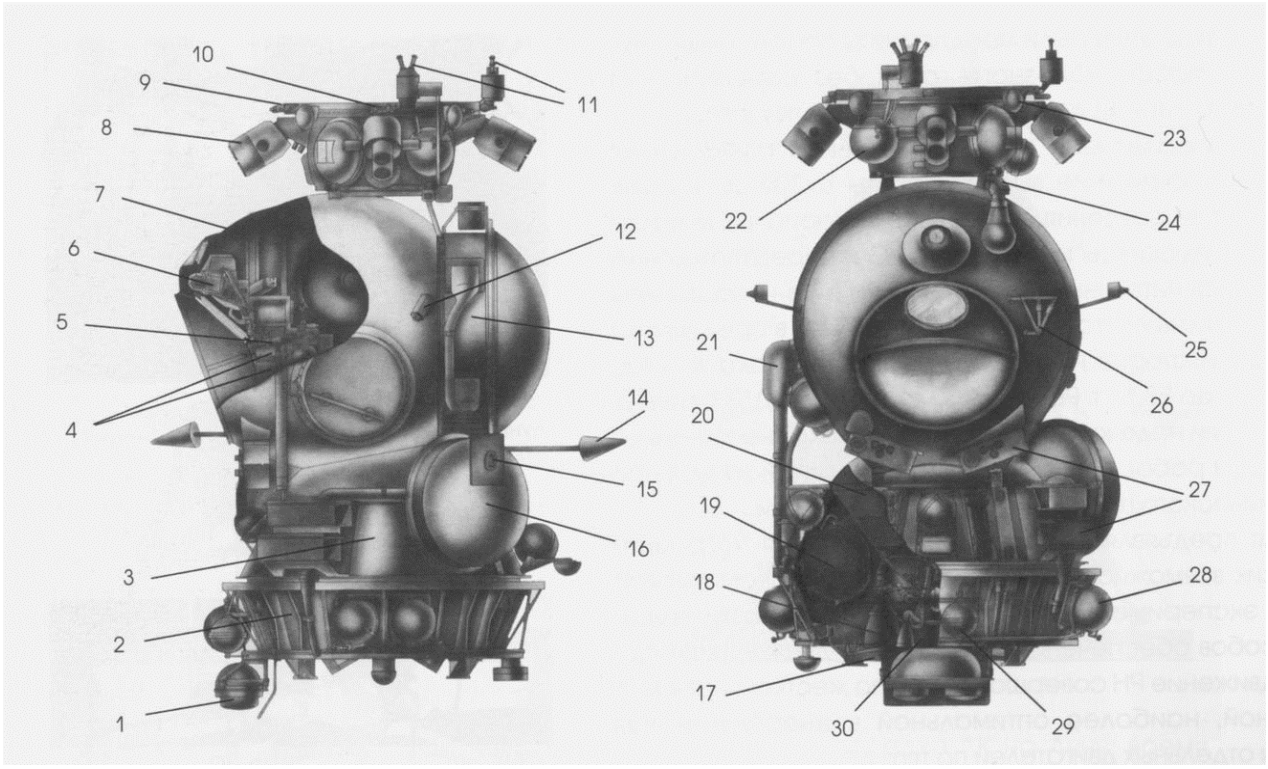
3.4.1.9. Экспериментальные КК лунной программы

3.4.1.9.1. КА Т1К

Т1К – вариант лунного орбитального корабля ЛОК 11Ф93 для отработки систем на орбите ИСЗ. Выведение на орбиту должно было выполняться РН 8К82К «Протон-К». В связи с тем, что подготовка к первым пускам РН Н1 опережала работы по ЛОК, было принято решение включать в комплекс Л3 ЛОК 11Ф93 без предварительной автономной отработки. Тем самым экспериментальный корабль Т1К становился ненужным, и его создание было отменено.

3.4.1.9.2. КА Т2К

Двигательная установка лунного посадочного корабля 11Ф94 – ракетный блок Е, – разрабатывалась ОКБ-586 под руководством М.К.Янгеля. Для отработки двигательной установки в условиях космического полета был разработан и изготовлен экспериментальный вариант ЛК 11Ф94, отличавшийся отсутствием посадочного шасси и системы жизнеобеспечения космонавта. Этот КА получил наименование Т2К и был рассчитан на беспилотный полет по орбите ИСЗ.



1 – посадочный радиолокатор
2 – каркас
3 – ракетный блок Е
4 – блоки системы жизнеобеспечения
5 – система САФ
6 – посадочный прибор наблюдения
7 – кабина космонавта
8 – блок двигателей ориентации
9 – радиатор системы терморегулирования
10 – стыковочный узел
11 – ионные датчики
12 – телевизионная камера
13 – приборный отсек
14 – всенаправленные антенны
15 – антенна системы РКО
16 – навесной приборный отсек
17 – отражатель
18 – резервный двигатель
19 – бак окислителя
20 – бак горючего
21 – кабель-мачта
22 – пневмосистема
23 – слабонаправленные антенны
24 – астровизир
25 – антенны системы сближения
26 – антенна системы телеметрии
27 – источники питания
28 – баллоны системы СТР
29 – баллон системы СОГС
30 –основной двигатель

Рис. 1.36. КА Т2К

КА Т2К должен был отработать весь последовательный цикл включений, работы и выключений двигательной установки блока Е, имитируя выполнение штатной программы посадки и взлета ЛК 11Ф94.

КА Т2К имел массу 5,5 т и выводился на орбиту ИСЗ ракетой-носителем 11А511Л «Союз».

Всего было осуществлено три запуска КА Т2К, в которых работоспособность блока Е была полностью подтверждена.

Табл. 1.12. Запуски КА Т2К

№ п/п	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Даты старта и окончания полета	Параметры орбиты	Примечание
1	Космос-379	Т2К № 1	5 500	24.11.70 – 21.09.83	192 х 233 км 192 х 1 206 км 177 х 14 041 км	Начальная орбита Имитация посадки, dV = 263 м/с Имитация взлета, dV = 1 518 м/с
2	Космос-398	Т2К № 2	5 500	26.02.71 – 10.12.95	189 х 252 км 186 х 1 189 км 200 х 10 905 км	Начальная орбита Имитация посадки, dV = 251 м/с Имитация взлета, dV = 1 320 м/с
3	Космос-434	Т2К № 3	5 500	12.08.71 – 21.08.81	188 х 267 км 190 х 1 261 км 180 х 11 384 км	Начальная орбита Имитация посадки, dV = 266 м/с Имитация взлета, dV = 1 333 м/с

3.4.1.9.3. КК «Союз-Контакт»

Для отработки системы сближения и стыковки «Контакт» и тренировок космонавтов по переходу из одного КК в другой через открытый космос были разработаны два варианта модификации КК 7К-ОК «Союз» 11Ф615, получивших условные наименования «Союз-Контакт А» и «Союз-Контакт П».

Союз-Контакт А (активный) – в этом варианте модификация КК 7К-ОК заключалась в установке на бытовом отсеке стыковочного узла, оптического визирного устройства и блока двигателей управления и сближения. При отработке стыковки на околоземной орбите КК «Союз-Контакт А» должен был выполнять функции КК 7К-ЛОК 11Ф93, то есть производить сближение и стыковку с КК «Союз-Контакт П», которому отводилась роль взлетевшего с Луны ЛК 11Ф94.

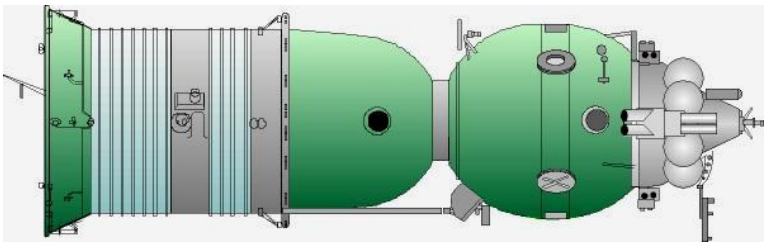


Рис. 1.37. КК «Союз-Контакт А»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

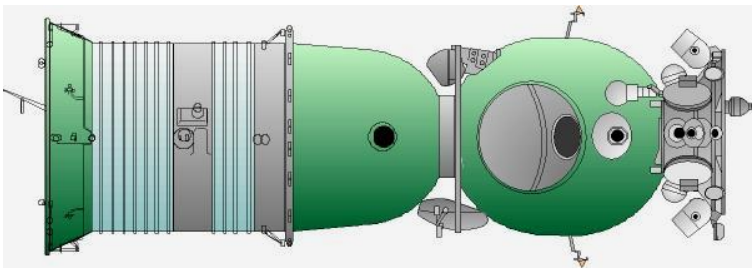


Рис. 1.38. КК «Союз-Контакт П»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

Союз-Контакт П (пассивный) – вариант модификации КК 7К-ОК «Союз», в котором на бытовом отсеке устанавливалась пассивная часть системы «Контакт». При отработке системы стыковки КК должен был выполнять роль лунного корабля ЛК, в связи с чем корпус бытового отсека частично переоборудовался для имитации кабины ЛК 11Ф94.

Планировалось провести два парных испытательных полета с проведением стыковки и перехода одного космонавта из пассивного в активный КК. Для этих полетов модифицировались КК 11Ф615 №17 и №18 и дополнительно изготавливались КК №19 и №20.

В состав группы космонавтов, готовившихся к выполнению полетов на КК «Союз-Контакт», входили: Филипченко А.В., Гречко Г.М., Воробьев Л.В., Яздовский В.А., Лазарев В.Г., Макаров О.Г., Яковлев О.А., Порваткин Н.С., Ковалёнок В.В., Исаков В.Т., Щеглов В.Д.

В сентябре 1971 года было принято решение об отказе от полетов КК «Союз-Контакт».

3.4.2. Проекты лунных экспедиций ОКБ-52

3.4.2.1. Корабль «прямой посадки» ЛК-3

В 1962 году в ОКБ-52 были начаты работы по проектированию супер-ракеты УР-700. Одной из основных задач этой РН являлось осуществление пилотируемой экспедиции на Луну. Предварительный проект КК, рассчитанного на «прямую» посадку на Луну, получил название ЛК-3 («Лунный Корабль-3»).

В соответствии с проектом КК должен был состоять из двух блоков: тормозного ракетного блока и посадочного корабля. Двухступенчатый тормозной блок должен был обеспечивать снижение скорости КК до нулевой и отбрасываться на небольшой высоте, после чего посадочный КК должен был совершать посадку, используя свою ДУ. После завершения пребывания на Луне экипаж в посадочном КК должен был стартовать с Луны на траекторию полета к Земле без промежуточного выхода на окололунную орбиту.

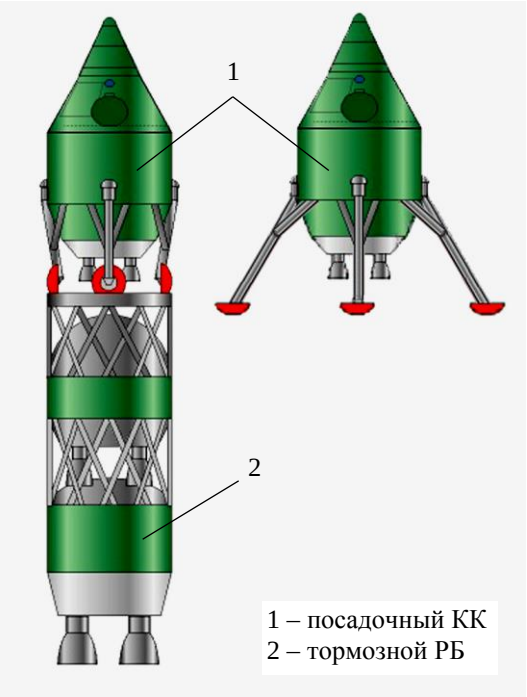


Рис. 1.39. КК ЛК-3
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

Возвращаемый аппарат (ВА) предполагалось использовать такой же, как и в лунном облетном КК ЛК-1.

Экипаж КК – 2 человека. Максимальная продолжительность полета – 14 суток.

Полная длина КК с РБ – 23,5 м, максимальный диаметр корпуса – 4,1 м. Масса КК при разгоне к Луне – 45 т. Запуск КК рассчитывался на РН УР-700.

В процессе разработки проект был существенно изменен, в частности, была изменена конструкция шасси, вместо универсального посадочно-взлетного двигательного блока были введены посадочная и взлетная ступени. Двухступенчатый ракетный блок был заменен одноступенчатым. Переработанный проект получил наименование ЛК-700.

3.4.2.2. Лунный корабль ЛК-700

Проект ЛК-700 являлся углубленной проработкой проекта лунного КК «прямой посадки» ЛК-3.

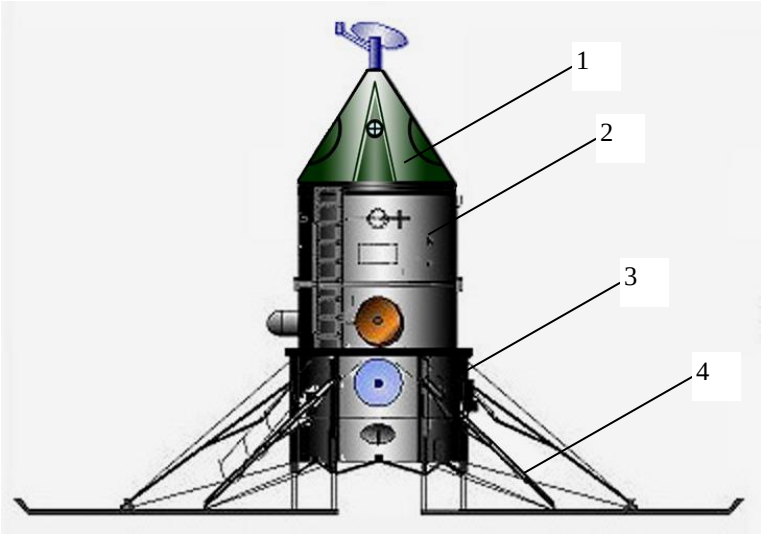
В 1964 году решением правительства для полета на Луну была утверждена программа Н1-Л3, но Челомей отдал приказ продолжать работу по лунному комплексу УР-700/ЛК-700. В 1966 году Челомей предпринял попытку перехватить инициативу и добился конкурсного рассмотрения лунных проектов Н1-Л3 и УР-700/ЛК-700. Несмотря на то, что из-за отсутствия стыковок схема «прямой» посадки, предложенная ОКБ-52, являлась более надежной и безопасной, комиссия под председательством В.М. Келдыша подтвердила выбор программы Н1-Л3. Челомей, тем не менее, продолжал работы по своему проекту до 1970 года.

КК ЛК-700 состоит из следующих блоков:

- разгонная ступень для перевода КК с промежуточной орбиты ИСЗ на траекторию полета к Луне. Разгонная ступень состоит из трех блоков, расположенных вокруг тормозной ступени. Масса каждого блока 34,5 т. Тяга ДУ одного блока – 23,5 тс.
- тормозная ступень, предназначенная для торможения КК при подлете к Луне. Тормозная ступень аналогична блокам разгонной ступени, но отличается наличием трех дополнительных двигателей для ориентации КК и проведения коррекции траектории. Масса ступени – 32,2 т. Тяга основной ДУ – 23,5 тс, тяга дополнительных двигателей – по 1,67 тс.
- посадочная ступень, представляющая собой посадочное шасси и стартовый стол для взлетной ступени. Шасси выполнено в виде шести «лыж», каждая из которых в полете прижата в вертикальном положении к корпусам посадочной и тормозной ступеней. После отделения

тормозной ступени все «лыжи» переводятся в посадочное положение. Шасси обеспечивает безопасную посадку при вертикальной скорости до 5 м/с и горизонтальной скорости до 2 м/с на площадку уклоном до 15 град. Шасси имеет специальные электроприводы для выравнивания КК перед стартом взлетной ступени. Масса посадочной ступени 3,5 т.

– взлетная ступень, предназначенная для торможения КК при посадке, взлета КК с Луны и выхода на траекторию полета к Земле. Ступень оснащена основным двигателем тягой 13,4 т и тремя двигателями ориентации и коррекции тягой по 1,67 т. Масса ступени – 11,7 т.
– возвращаемый аппарат (ВА), в котором экипаж проводит все время полета, за исключением выходов на поверхность Луны. ВА космического корабля ЛК-700 имеет вид усеченного конуса с днищем сферической формы. Аэродинамическое качество равно 0,35. Масса ВА – 3,13 т, максимальный диаметр – 2,7 м.



1 – возвращаемый аппарат
2 – взлетная ступень
3 – посадочная ступень
4 – посадочное шасси

Рис. 1.40. КК ЛК-700 на поверхности Луны

Длина КК вместе с АДУ – 21,2 м. Полная масса КК на орбите ИСЗ – около 154 т.

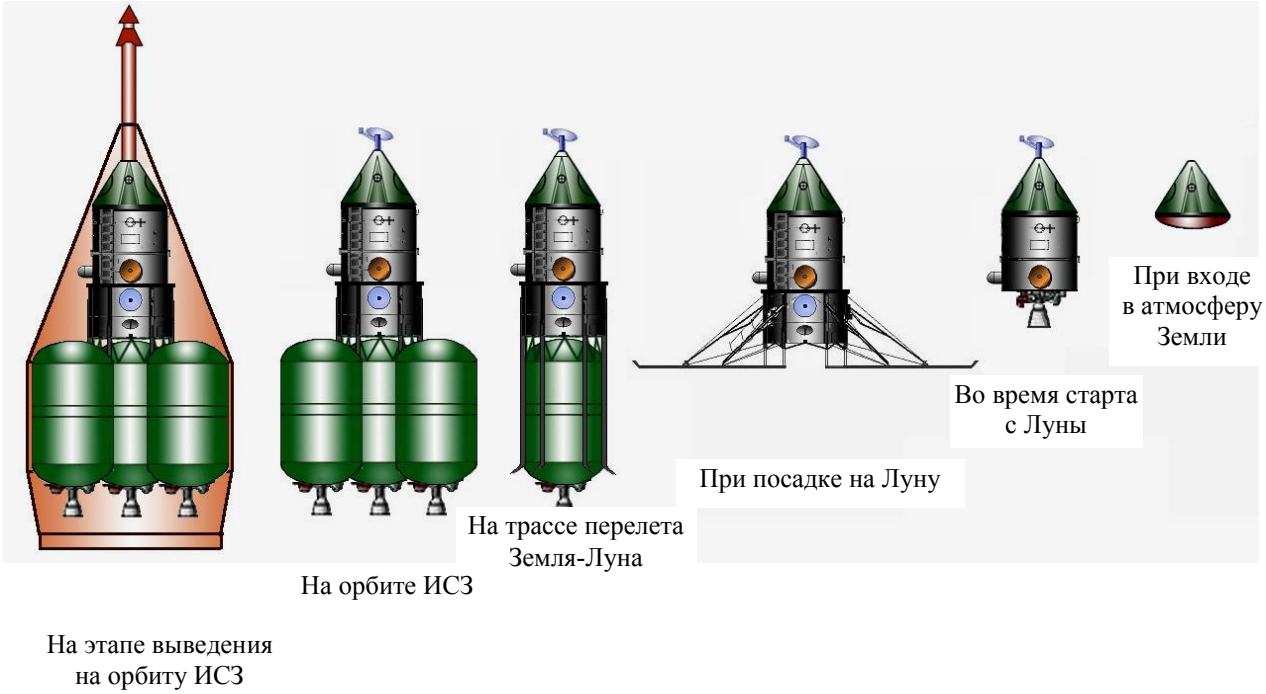


Рис. 1.41. КК ЛК-700 на разных стадиях полета

Для запуска КК ЛК-700 к Луне был разработан проект сверхтяжелой ракеты-носителя УР-700, а весь проект получил обозначение УР-700/ЛК-700. Полет к Луне должен был выполняться по следующей схеме:

- РН УР-700 выводит КК ЛК-700 на орбиту ИСЗ;
- с помощью ДУ трех блоков разгонной ступени КК переходит на траекторию полета к Луне, после чего блоки отбрасываются;
- КК выполняет коррекцию траектории с помощью ДУ тормозного блока;
- при подлете к Луне включается ДУ тормозной ступени, которая после полной выработки топлива отделяется. Выключение ДУ происходит на высоте 4,3 км при скорости КК около 30 м/с;
- после отделения тормозной ступени раскрывается посадочное шасси и включается ДУ взлетной ступени. Выход на орбиту ИСЛ не предусматривался;
- КК производит мягкую посадку на поверхность Луны;
- экипаж КК выходит на поверхность Луны. Время пребывания на Луне – 1 сутки;
- после завершения предусмотренных исследовательских работ на поверхности Луны экипаж возвращается в КК и стартует, повторно включив ДУ взлетной ступени. Посадочная ступень остается на Луне;
- взлетная ступень направляет КК к Земле без выхода на орбиту ИСЛ;
- на участке перелета к Земле производится коррекция траектории для обеспечения попадания ВА в «коридор входа»;
- перед входом в атмосферу Земли выполняется разделение ВА и взлетной ступени;
- ВА выполняет управляемое торможение в атмосфере Земли, используя аэродинамическое качество корпуса, и посадку на парашюте.

На рис. 1.41 показана конфигурация КК ЛК-700 на разных участках полета.

Местом посадки могла быть любая точка в пределах 88 % площади видимой стороны лунной поверхности. В зависимости от выбранного района посадки перелет в одну сторону должен был занять от 3,5 до 6,5 суток.

Программа планировавшихся полетов показана в табл. 1.13. Работы по проекту были прекращены в 1970 году.

Табл. 1.13. Программа полетов по проекту УР-700/ЛК-700

№	Назначение запуска	Дата запуска
1	Беспилотный испытательный запуск.	Май 1972 г.
2	Беспилотный испытательный запуск.	Ноябрь 1972 г.
3	Пилотируемая экспедиция на Луну.	Апрель 1973 г.
4	Пилотируемая экспедиция на Луну.	Август 1973 г.
5	Пилотируемая экспедиция на Луну.	Октябрь 1973 г.

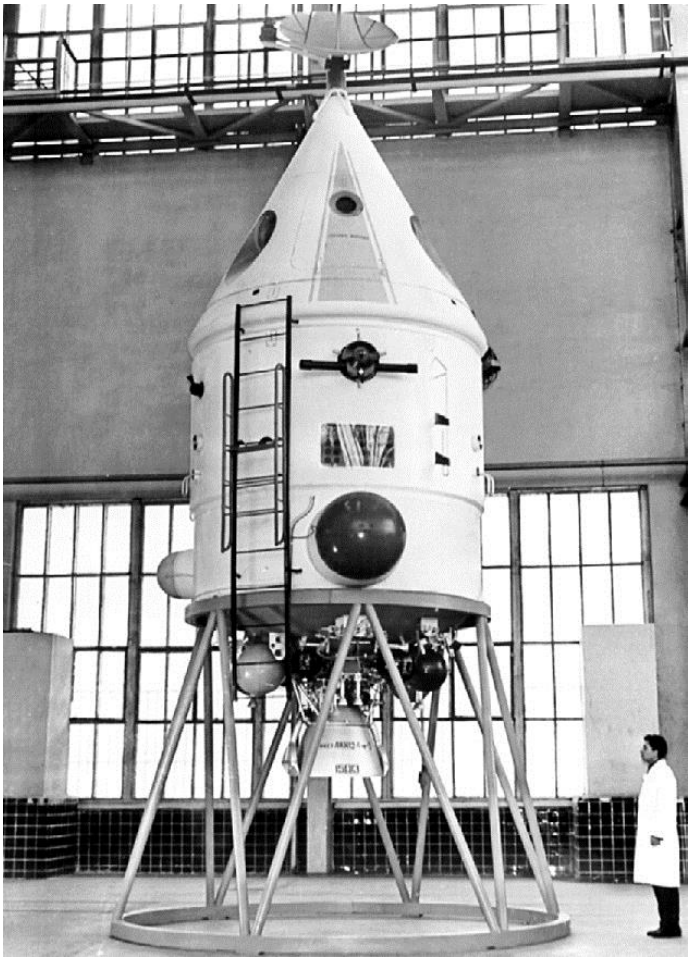


Рис. 1.42. Макет ЛК-700 в сборочном цехе

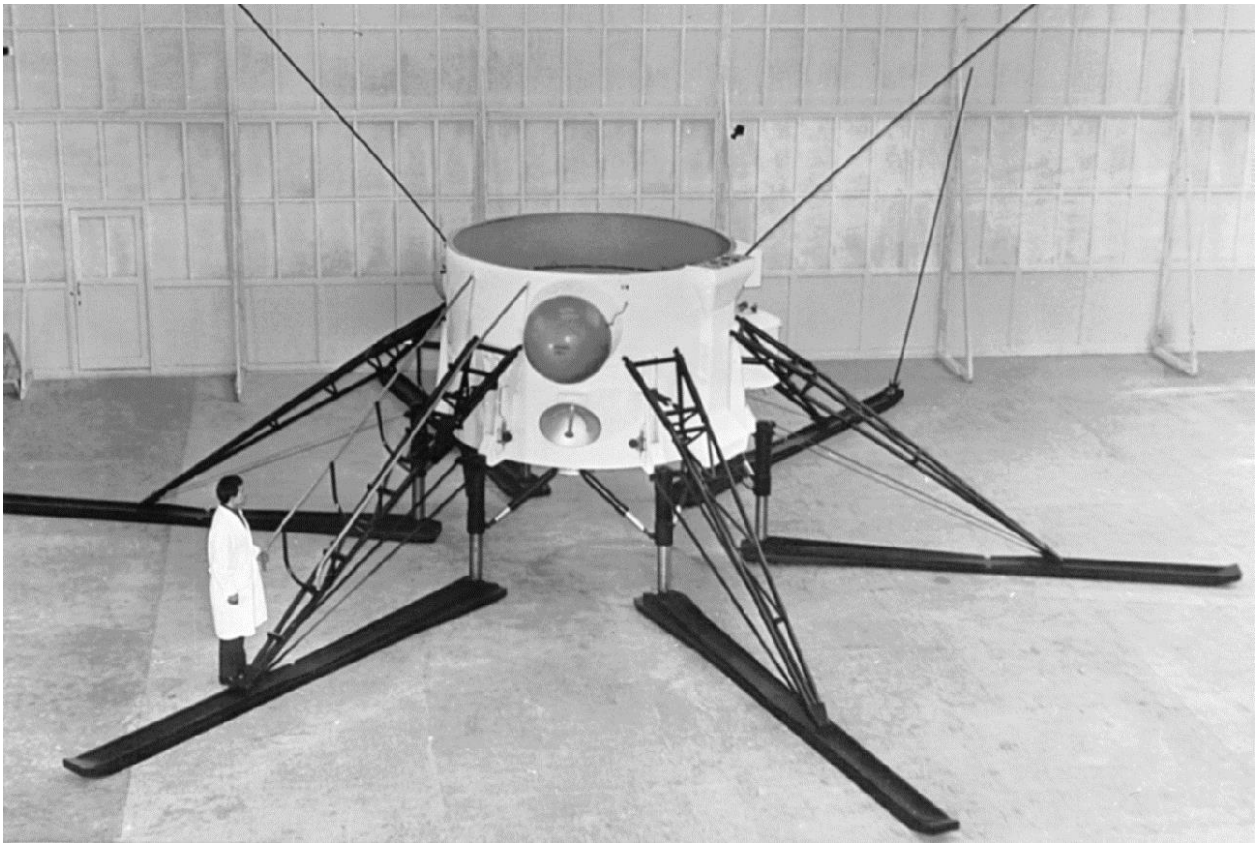


Рис. 1.43. Макет посадочной ступени ЛК-700

3.4.3. ДРУГИЕ ЛУННЫЕ ПРОЕКТЫ

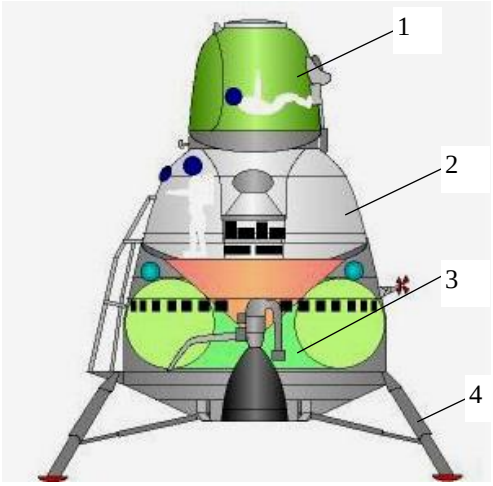
3.4.3.1. Проект Л-5 1967 года

Уже в процессе хода работ по проекту Н1-Л3 стало ясно, что возможностей ракеты-носителя Н-1 недостаточно для надежного выполнения лунной экспедиции. Разработка альтернативных вариантов шла как по пути повышения грузоподъемности РН, так и в направлении поиска других схем полета. Так, в 1967 году появился проект Л-5, в котором предлагалось использовать двухпусковую схему. С помощью двух модифицированных РН Н-1 (Н-1Ф-В4 или Н-1Ф-В3[1]) на околоземной орбите должен был собираться лунный комплекс, обеспечивавший доставку экспедиции на Луну и возвращение на Землю. КК Л-5 должен был нести 1,5-2,0 т научного оборудования и экипаж численностью 4-5 человек. Планируемая длительность пребывания экспедиции на Луне – до 2 месяцев.

Позже проект Л-5 был заменен проектом Н1-Л3М.

3.4.3.2. Модифицированный проект Н1-Л3М 1970 года

В 1970 году в ЦКБЭМ был разработан эскизный проект Н1-Л3М, в котором предлагалось использовать двухпусковую схему полета на Луну. По этому проекту должна была использоваться модифицированная ракета-носитель Н-1М. Модификация РН заключалась в замене кислородно-керосиновых блоков Г и Д блоками С и Р, работавшими на жидких кислороде и водороде. Для двухпусковой экспедиции на Луну ракета-носитель Н-1М комплектуется из блоков А, Б, В и С.



1 – возвращаемый аппарат
2 – командный отсек
3 – двигательная установка
4 – посадочное шасси

Рис. 1.44. Лунный КК Л3М (проект 1970 года)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

В первом пуске полезным грузом является блок Р, который выводится на траекторию полета к Луне, а затем самостоятельно выходит на окололунную орбиту. Вторая РН отправляет к Луне лунный корабль Л3М с экипажем, который также выходит на орбиту ИСЛ и стыкуется с блоком Р. В случае неудавшейся стыковки КК Л3М переходит на траекторию возвращения на Землю. При удачной стыковке начинается этап высадки на Луну. Начальный этап посадки выполняется двигательной установкой блока Р, которая обеспечивает сход с орбиты и торможение до скорости, близкой к нулевой. Затем отработавший блок Р отбрасывается, а КК Л3М завершает посадку с помощью собственной двигательной установки. После выполнения программы работ на поверхности Луны экипаж возвращается в КК. Корабль стартует с Луны и выводится сразу на траекторию полета к Земле, без выхода на орбиту ИСЛ.

КК Л3М должен был состоять из следующих блоков:

- возвращаемый аппарат, разработанный на базе СА КК «Зонд» 7К-Л1;
- командный отсек, в котором экипаж должен был находиться во время посадки на Луну, а также на этапах перелета от Земли к Луне и от Луны к Земле. Переход из возвращаемого аппарата в командный отсек экипаж должен был совершать через внешний надувной тоннель, соединяющий отсеки;
- двигательная установка, состоящая из двигателя, топливных баков и системы ориентации;
- посадочное шасси, которое при взлете остается на Луне.

Масса КК Л3М при старте – 23 т, на поверхности Луны – 21 т. Диаметр корпуса – 4,5 м, высота (длина) – 7,9 м. Экипаж – 2 человека, длительность экспедиции – 14-16 суток.

[1] См. Часть 4 «Ракеты-носители», п. 4.2.6.

3.4.3.3. Модифицированный проект Н1-Л3М 1972 года

В 1971 году был предложен проект кислородно-водородного блока Ср, который при его установке в составе РН Н-1М (вместо блоков С и Р) позволял выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой 105 тонн. Это дало возможность пересмотреть проект КК Л3М в сторону увеличения полезной нагрузки, доставляемой на Луну, и конструктивного усовершенствования корабля. Так, удалось отказаться от необходимости перехода экипажа через открытое пространство или надувной тоннель. Это было достигнуто за счет помещения всего возвращаемого аппарата внутрь командного отсека корабля. Общая схема полета осталась такая же, двухпусковая, со стыковкой корабля Л3М с блоком Ср на окололунной орбите.

Масса КК Л3М в новом варианте составила 25 т на орбите Луны и 23 т – на поверхности. Высота КК – 9,3 м, диаметр (без шасси) – 4,4 м. Экипаж – 2-3 человека, длительность экспедиции – от 14 суток в первой экспедиции до 90 суток в последующих полетах.

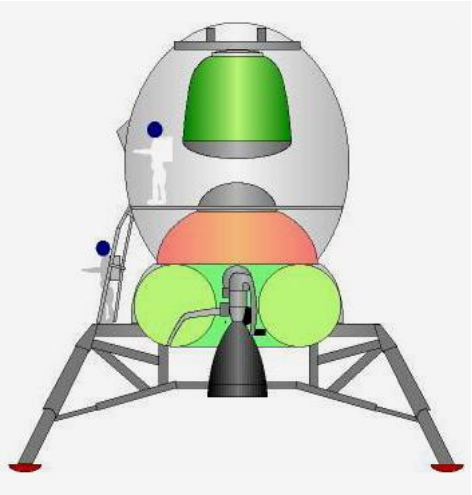


Рис. 1.45. Лунный КК Л3М (проект 1972 года)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

3.4.3.4. Лунный экспедиционный комплекс «Звезда»

К 1974 году были подготовлены технические предложения по проекту лунного экспедиционного комплекса «Звезда» на базе РН «Вулкан». Эта ракета-носитель должна была выводить на околоземную орбиту 230 т полезного груза, а на окололунную орбиту доставлять 60 т, что позволило бы доставлять на поверхность Луны 31 т по однопусковой схеме, в том числе 22 т полезного груза (без учета посадочной ступени).

В состав комплекса входили:

– лунные экспедиционные корабли;
– лабораторно-жилые модули;
– лабораторно-заводские модули;
– луноходы;
– лунные транспортные корабли;
– ядерная энергетическая установка.

Перед началом создания комплекса «Звезда» в выбранном районе Луны должны быть проведены масштабные исследования с помощью беспилотных АЛС. Развертывание экспедиционного комплекса должно было происходить в три этапа:

Этап 1. Тремя пусками РН «Вулкан» на Луну доставляются лабораторно-жилой модуль, лунный экспедиционный корабль с экипажем из трех человек, луноход, научная аппаратура и запасы расходуемых компонентов на 1,5 года.

Этап 2. Двумя пусками РН «Вулкан» доставляются второй лабораторно-жилой модуль, легкий луноход открытого типа и второй лунный экспедиционный корабль с экипажем также из трех человек.

Этап 3. Одним пуском РН «Вулкан» в район развертывания базы доставляется лабораторно-заводской модуль и научная аппаратура.

Экипаж экспедиционного комплекса «Звезда» должен был меняться один раз в год. С такой же периодичностью планировалось пополнять расходуемые компоненты. Состав комплекса должен был постепенно расширяться за счет прибытия транспортных кораблей с грузами и, при необходимости, путем доставки новых экспедиционных кораблей с экипажем и новых лабораторно-жилых модулей.

Создание лунного экспедиционного комплекса «Звезда» экспертной комиссией Академии наук СССР и Министерства общего машиностроения было признано не являющимся приоритетным,

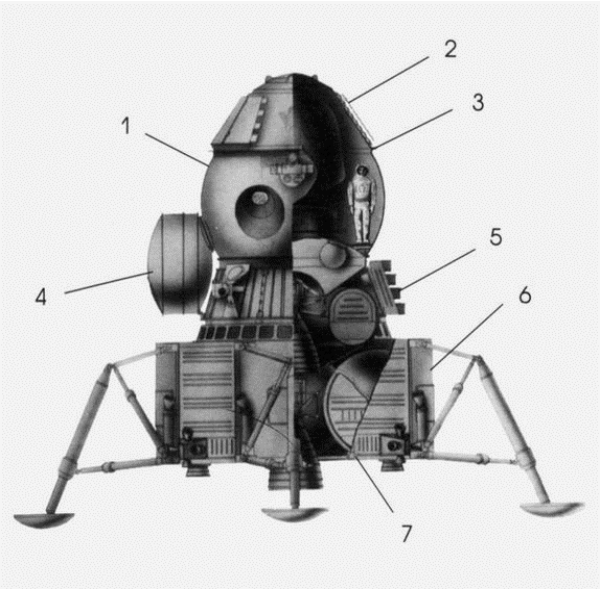
работы по нему после рассмотрения технического предложения были прекращены. Ниже приводится краткое описание модулей комплекса «Звезда».

3.4.3.4.1. Лунный экспедиционный корабль

Лунный экспедиционный корабль конструктивно подобен КК Л3М 1972 года. Отличия заключаются в том, что КК имеет как взлетную ступень, так и посадочную, каждая из которых оборудована своей двигательной установкой. Это связано с тем, что КК рассчитывался на однопусковую схему доставки, и для посадки должен был иметь собственную посадочную двигательную установку.

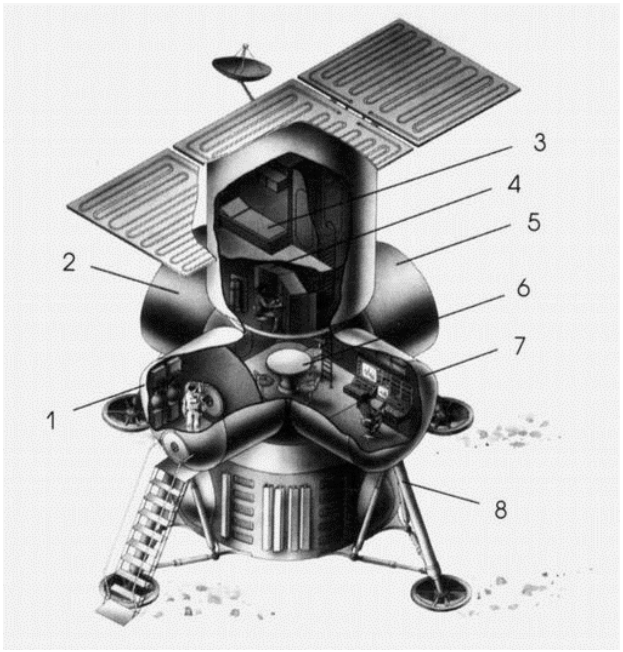
Основные параметры КК:

Высота	– 9,7 м
Диаметр базы посадочного шасси	– 11,3 м.
Экипаж	– 3 чел.
Масса при посадке на Луну	– 31 т
Масса взлетной ступени	– 22 т
Масса после разгона к Земле	– 9,2 т
Масса возвращаемого аппарата	– 3,4 т.



1 – взлетная ступень
2 – командный отсек
3 – возвращаемый аппарат
4 – приборный отсек
5 – ДУ взлетной ступени
6 – посадочная ступень
7 – ДУ посадочной ступени

Рис. 1.46. Лунный экспедиционный корабль



1 – шлюзовая камера
2 – санитарно-бытовой отсек
3 – каюты экипажа
4 – лаборатория
5 – склад продуктов, камбуз
6 – кают-компания
7 – отсек управления и связи
8 – посадочная ступень

Рис. 1.47. Лабораторно-жилой модуль

3.4.3.4.2. Лабораторно-жилой модуль

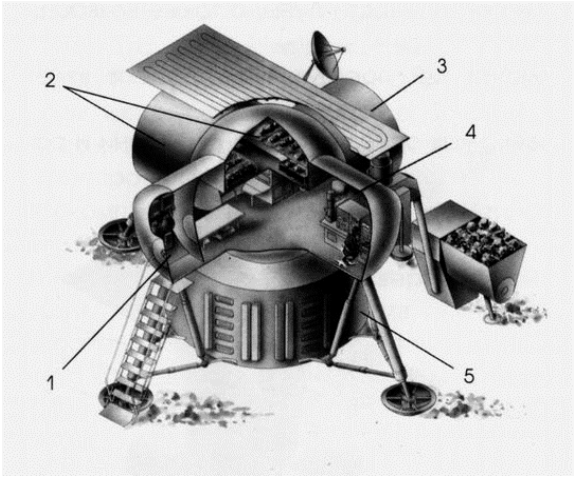
Лабораторно-жилой модуль предназначен для проживания экипажа из трех человек. Модуль устанавливается на типовую посадочную ступень и доставляется на Луну в автоматическом режиме.

Основные параметры модуля:

Масса (без посадочной ступени)	– 21,5 т
Высота от посадочной ступени	– 9 м
Объем герметичных отсеков	– 160 м^3
Площадь рабочих помещений	– 25 м^2
Площадь бытовых помещений	– 35 м^2.

3.4.3.4.3. Лабораторно-заводской модуль

Лабораторно-заводской модуль предназначен для осуществления обширных исследований в области планетологии, астрофизики, медицины и биологии, а также для производства новых материалов и газов (гелия-3 и кислорода) в лунных условиях. Модуль может включать различные лаборатории и производственное оборудование. Масса модуля – 15,5 т, высота 4,5 м (от посадочной ступени).

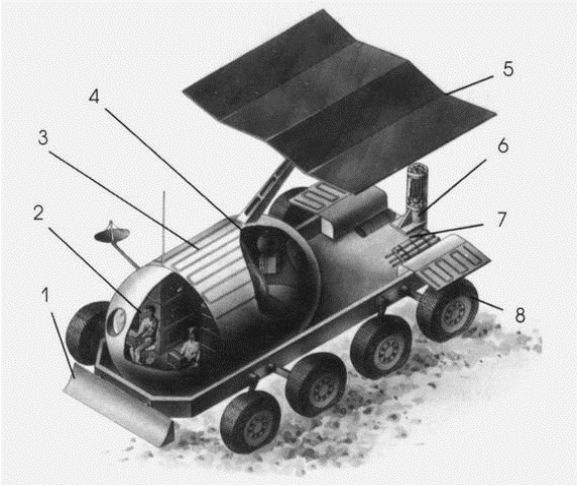


1 – шлюзовая камера
2 – биотехническая лаборатория-оранжерея
3 – отсек кислородного завода
4 – физико-химическая лаборатория
5 – посадочная ступень

Рис. 1.48. Лабораторно-заводской модуль

3.4.3.4.4. Луноход

Предусматривалась возможность использования двух типов луноходов – тяжелого, с герметичной кабиной и большим запасом хода, и легкого – открытого типа, который позволил бы космонавтам совершать относительно небольшие поездки по поверхности Луны в скафандрах, перевозить грузы и т.д.



1 – навесное оборудование
2 – пост управления
3 – гермокабина
4 – шлюзовая камера
5 – солнечная батарея
6 – буровая установка
7 – грузовая площадка
8 – самоходное шасси

Рис. 1.49. Луноход с гермокабиной

Ниже приведены проектные данные тяжелого лунохода.

Масса	– 8,2 т
Экипаж	– 2 чел.
Высота от грунта	– 3,5 м
Ширина	– 4,5 м
Длина	– 8 м
Объем гермокабины	– 25 м^3
Мощность энергоустановки (номинальная)	– 8 кВт
Средняя скорость движения	– 5 км/час
Максимальное удаление от лунного комплекса	– 200 км
Длительность автономного движения	– 12 суток.

3.4.3.5. Лунный экспедиционный комплекс на базе РН «Энергия»

После прекращения работ по комплексу «Звезда» В.П.Глушко, ставший Генеральным конструктором НПО «Энергия», предложил осуществить лунную экспедицию на базе создававшейся тогда под его руководством РН «Энергия».

Экспедиция, как и в проекте Н1-Л3М, должна была осуществляться по двухпусковой схеме. Первым пуском на орбиту Луны должен был быть доставлен тяжелый лунный посадочный корабль (ЛК). Вторым пуском РН «Энергия» на ту же окололунную орбиту должен был быть выведен пилотируемый лунный орбитальный корабль (ЛОК). После стыковки часть экипажа должна была перейти в ЛК через люк-лаз и осуществить посадку в намеченном районе Луны. После пребывания на Луне в течение 5 суток космонавты должны были совершить взлет с Луны, выйти на окололунную орбиту, сблизиться и стыковаться с кораблем ЛОК. Космонавты должны были перейти в ЛОК, отстыковать взлетную ступень ЛК и включить двигательную установку орбитального корабля для перехода на траекторию полета к Земле. Полная длительность экспедиции должна была составить до 35-40 суток. Время пребывания на Луне могло быть увеличено до 12 суток в случае доставки дополнительных расходуемых компонентов отдельным транспортным кораблем.

Проект лунной экспедиции с использованием РН «Энергия» не встретил поддержки по тем же причинам, что и проект лунного комплекса «Звезда». После прекращения работ по РН «Энергия» надежд на осуществление лунной экспедиции по рассмотренному проекту так же не осталось.

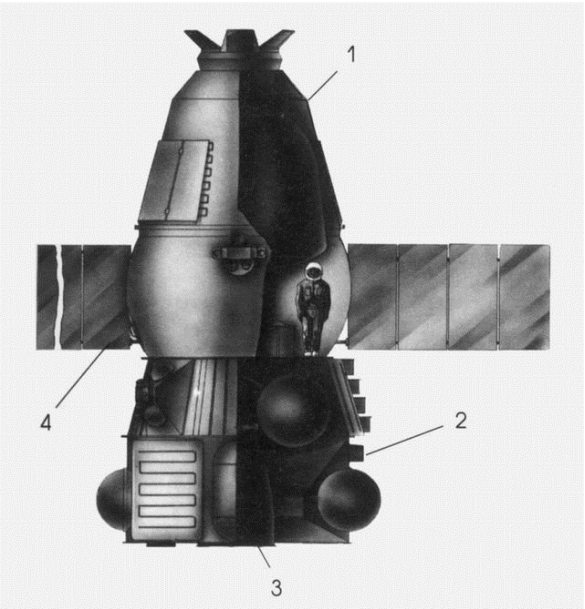
Ниже приводится краткое описание КК ЛОК и ЛК, разрабатывавшихся в этом проекте.

3.4.3.5.1. ЛОК

Лунный орбитальный корабль ЛОК предназначен для доставки на орбиту спутника Луны экипажа в составе пяти человек, три из которых должны совершить высадку на Луну в лунном посадочном корабле ЛК, заранее доставленном на орбиту ИСЛ, и для последующего возвращения экипажа на Землю.

ЛОК с разгонным блоком, который используется для разгона к Луне и перехода на окололунную орбиту, выводится на опорную орбиту ИСЗ с помощью РН «Энергия».

Конструктивно ЛОК состоит из трех отсеков: приборно-агрегатный отсек (ПАО), отсек экипажа (ОЭ) и отсек возвращаемого аппарата (отсек ВА). В ПАО размещена двигательная установка с запасами топлива и другое оборудование. ОЭ не имеет верхнего днища и соединен с нижним шпангоутом конического отсека ВА, внутри которого расположен спускаемый аппарат (СА). Спускаемый аппарат имеет форму, аналогичную форме СА КК «Союз», но больше по размерам.



1 – спускаемый аппарат
2 – приборно-агрегатный отсек
3 – двигательная установка
4 – солнечные батареи

Рис. 1.50. Лунный орбитальный корабль ЛОК

В центре лобового теплозащитного экрана СА имеется люк, через который космонавты могут переходить из СА в ОЭ и обратно. Верхним шпангоутом СА прикреплен к тоннельному переходу, проходящему через стыковочный узел ЛОК. Экипаж при старте находится в СА, после чего переходит в ОЭ. После стыковки с ЛК на окололунной орбите три члена экипажа возвращаются в СА и через верхний люк переходят по тоннельному переходу в кабину ЛК.

При возвращении на Землю перед входом в атмосферу космонавты занимают места в СА и выдают команду на разделение отсеков. ПАО и корпус ОЭ отделяются от отсека ВА по разделяемому шпангоуту, после чего корпус отсека ВА также сбрасывается, освобождая спускаемый аппарат.

СА выполняет управляемый спуск в атмосфере Земли с двойным погружением и совершает посадку на парашютах.

Основные параметры ЛОК:

Масса на орбите ИСЛ	– 29,6 т
Масса после разгона к Земле	– 11,5 т
Масса спускаемого аппарата	– 4,9 т
Длина	– 9,6 м
Наибольший диаметр	– 5,4 м
Время пребывания на орбите ИСЛ	– до 30 суток
Экипаж	– 5 человек.

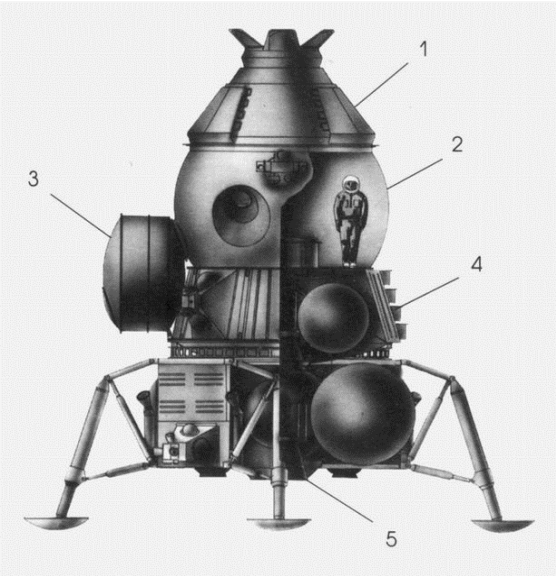
3.4.3.5.2. ЛК

Лунный корабль ЛК состоит из посадочной ступени, взлетной ступени и командного отсека.

ЛК с разгонным блоком отдельным пуском РН «Энергия» выводится на траекторию полета к Луне в автоматическом режиме. Разгонный блок переводит ЛК на орбиту ИСЛ и отбрасывается, а ЛК ожидает на окололунной орбите прибытия ЛОК с экипажем. После стыковки и перехода трех человек в ЛК выполняется расстыковка кораблей, и ЛК, используя ДУ посадочной ступени, совершает посадку на поверхность Луны. После завершения работы экипажа на Луне взлетная ступень выходит на окололунную орбиту и стыкуется с ЛОК. После того, как экипаж занимает места в ЛОК, взлетная ступень ЛК отбрасывается, а ЛОК направляется к Земле.

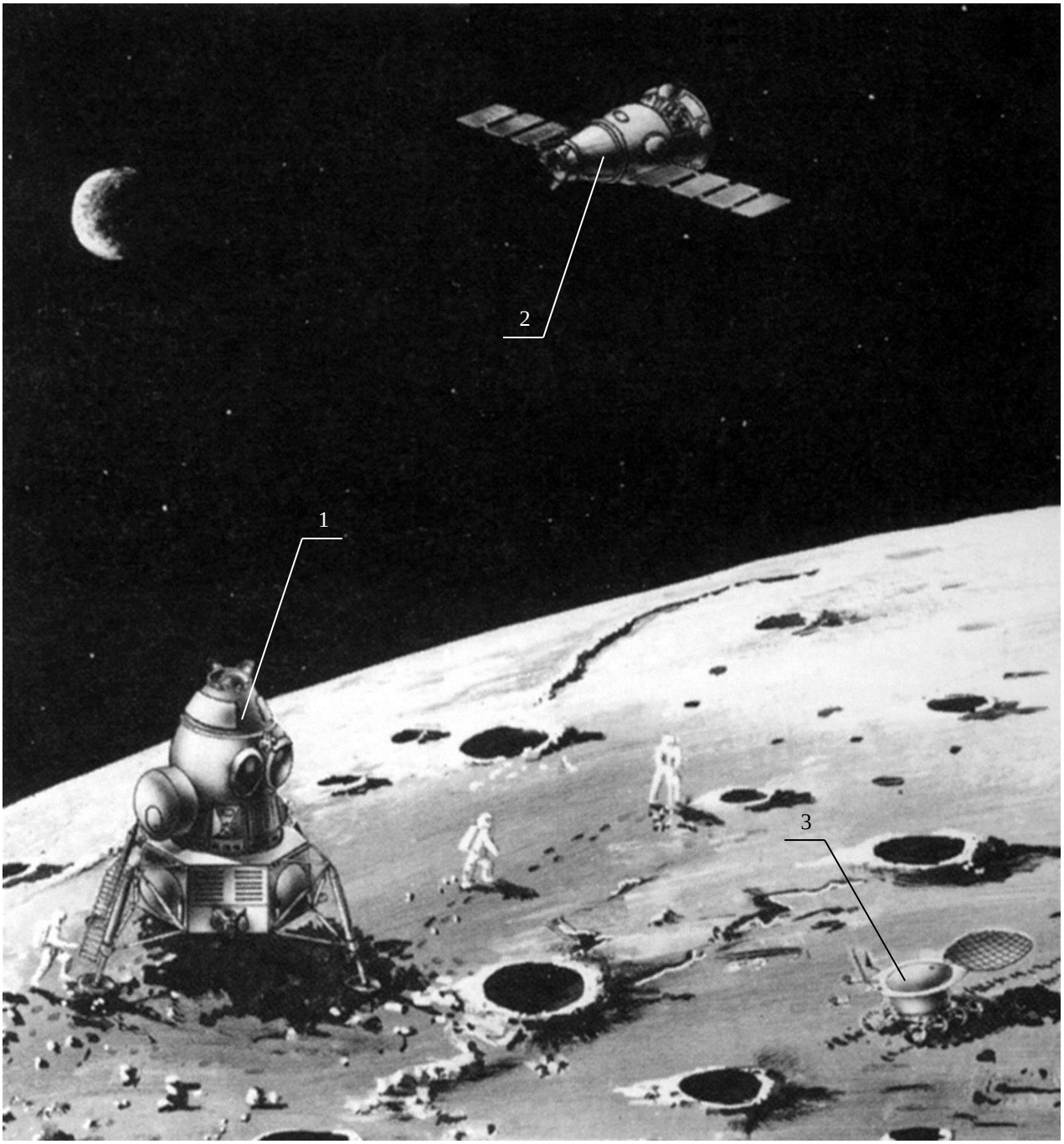
Основные параметры ЛК:

Масса на орбите ИСЛ	– 29 т
Масса на поверхности Луны после посадки	– 14,5 т
Масса взлетной ступени	– 8,5 т
Высота ЛК	– 9,8 м
База посадочного шасси	– 8,4 м
Экипаж	– 3 чел.



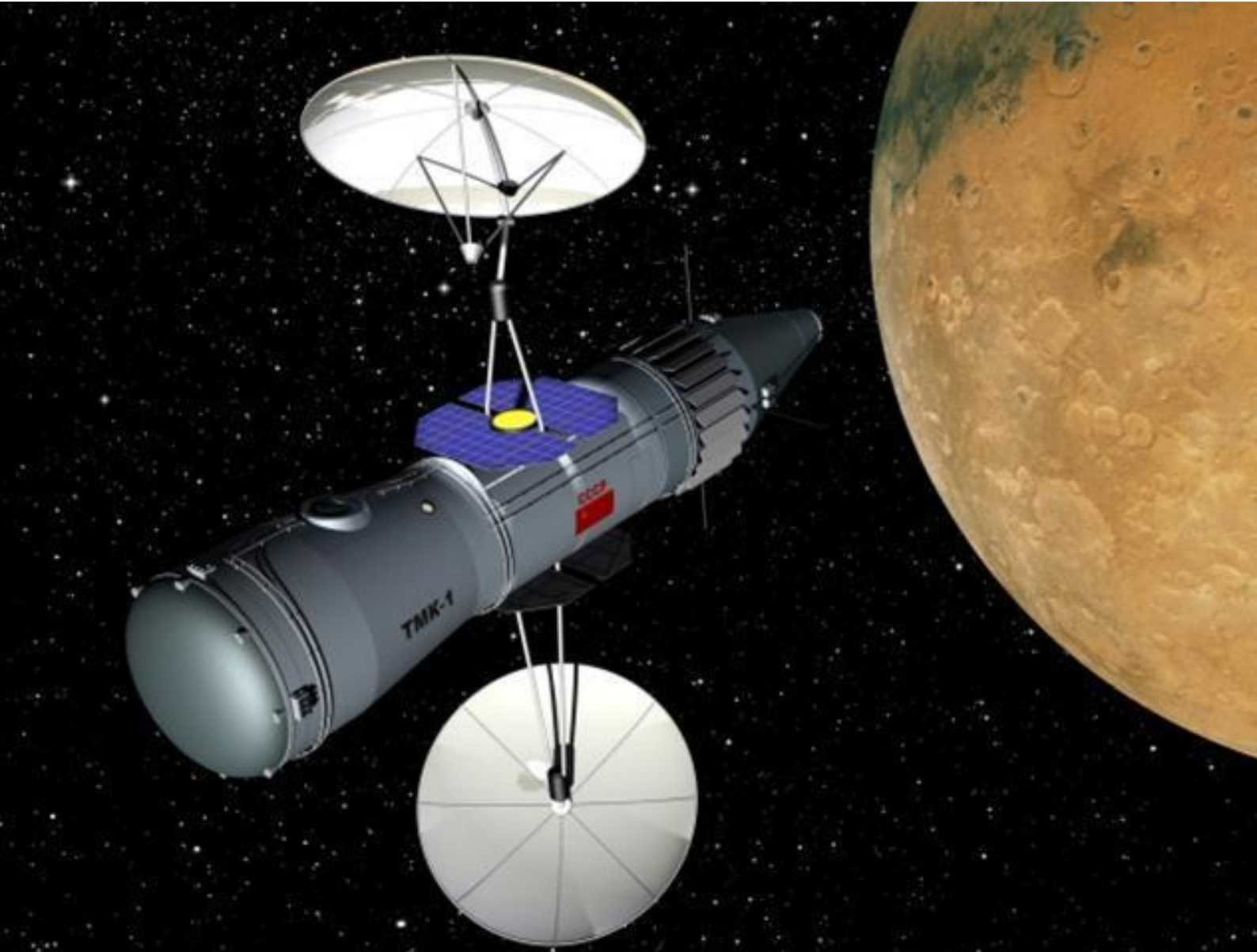
1 – взлетная ступень
2 – командный отсек
3 – приборный отсек
4 – ДУ взлетной ступени
5 – ДУ посадочной ступени

Рис. 1.51. Лунный корабль ЛК



1 – лунный корабль ЛК
2 – лунный орбитальный корабль ЛОК
3 – АМС «Луноход»

Рис. 1.52. Лунный экспедиционный комплекс

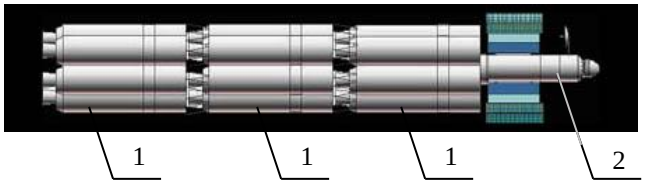


ГЛАВА 4. ПОДГОТОВКА МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

4.1. Этап I (1959-1964 г.г.)

4.1.1. Первые оценки (1959 г.)

В ОКБ-1 работы по проектированию межпланетных пилотируемых кораблей проводились отделом №9, которым руководил М.К.Тихонравов. Предварительные оценки «Марсианского пилотируемого корабля» (МПК), выполненные отделом в 1959 году, показали, что стартовая масса МПК, находящегося на орбите ИСЗ, в зависимости от выбранной схемы полета должна составить от 1 200 до 2 000 т. Для доставки такого груза на околоземную орбиту потребовалось бы 20-25 запусков тяжелых РН, а время сборки составило бы 2-3 года.



1 – разгонные блоки
2 – МПК

Рис. 1.53. МПК на орбите ИСЗ (проект 1959 г.)

На рис. 1.53 показан условный вид МПК, соответствующий одной из рассмотренных схем полета. Масса комплекса на орбите ИСЗ – 1 630 т. Экспедиция должна была продлиться 30 месяцев, при этом около года МПК должен был находиться на околомарсианской орбите. Исследования Марса должны были вестись как с орбиты ИСМ, так и на поверхности, для чего в состав МПК должен был быть включен экспедиционный посадочно-взлетный корабль. Масса возвращаемого на Землю корабля должна была составить 15 тонн.

4.1.2. Проект облетного ТМК (1959 г.)

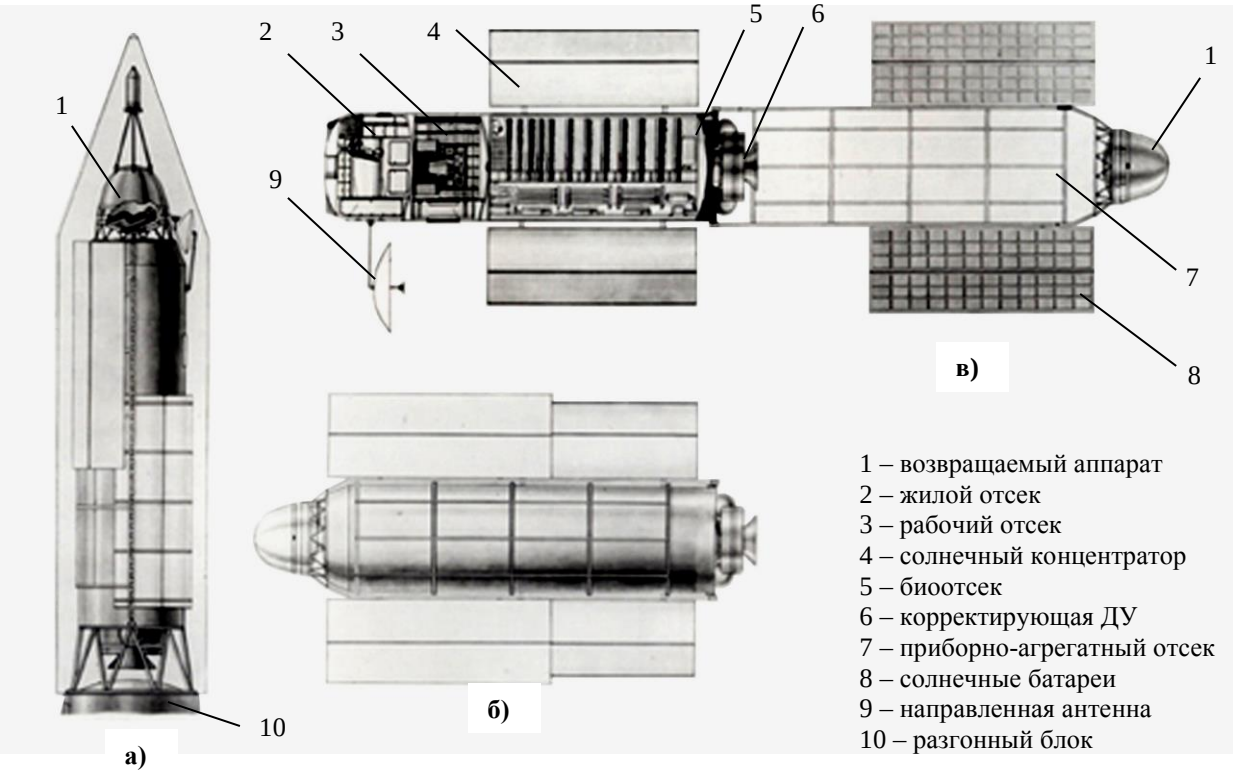
В 1959 году сектор Г.Ю.Максимова, входящий в состав отдела №9 ОКБ-1, приступил к разработке проекта тяжелого межпланетного корабля (ТМК) для выполнения пилотируемого облета Марса. Проект рассчитывался на одиночный запуск сверхтяжелой ракетой-носителем, получившей позднее название Н-1.

Полет должен был проходить по следующей схеме. Ракета-носитель выводит ТМК с разгонным блоком на круговую околоземную орбиту. РБ отправляет ТМК на траекторию полета к Марсу. Сблизившись с Марсом, ТМК выполняет в его поле тяготения гравитационный маневр и переходит на траекторию полета к Земле. Вблизи Земли спускаемый аппарат с экипажем отделяется от ТМК, входит в атмосферу и после баллистического торможения выполняет парашютный спуск.

Прорабатывались различные конструктивные схемы ТМК. Наибольшую трудность вызывала задача создания искусственной тяжести, так как полет должен был продлиться 2-3 года, и существовали серьезные сомнения в возможности человеческого организма перенести невесомость в течение такого времени без необратимых изменений и выдержать перегрузки при возвращении на Землю. Один из вариантов ТМК показан на рис. 1.54.

ТМК состоит из двух последовательно соединенных блоков: приборно-агрегатного отсека с аппаратурой и солнечными батареями и блока с жилым, рабочим и биологическим отсеками. В верхней части приборно-агрегатного отсека находится возвращаемый аппарат. Между блоками размещается корректирующая двигательная установка (КДУ), и имеется шарнирное сочленение, по которому ТМК складывается для проведения коррекций траектории, освобождая сопло двигателя КДУ. Разработчики таким образом пытались предусмотреть возможность создания на корабле искусственной гравитации путем закрутки ТМК вокруг центра масс. По оси агрегатного отсека размещается убежище, в котором экипаж должен находиться во время солнечных вспышек. Для обеспечения солнечным светом растений, выращиваемых в биологическом отсеке, используются цилиндрические концентраторы, которые направляют потоки солнечного света через щелевые иллюминаторы внутрь корабля.

Масса ТМК на орбите ИСЗ – 75 т, в том числе 15 т – собственно ТМК, и 60 т – РБ. Длина ТМК (без РБ) 12 м, диаметр гермоотсека 6 м. Экипаж – три человека. Полет должен был продлиться три года. Предложенные в проекте даты старта и возвращения – соответственно, 08.06.71 г. и 10.07.74 г., – были определены исходя из наиболее благоприятного расположения Земли и Марса.



а – ТМК на участке выведения
б – ТМК при проведении коррекций
в – ТМК во время полета

Рис. 1.54. Облетный ТМК (проект 1959 г.)

4.1.3. Проект ТМК-Э (1960 г.)

Альтернативный проект марсианской экспедиции был разработан сектором Б.А.Адамовича, также входившего в состав отдела №9 ОКБ-1, при участии сектора К.П.Феоктистова. Проект основывался на использовании электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) и ядерного термоэмиссионного реактора-преобразователя электрической мощностью 7 МВт. Ядерный реактор вынесен на длинной ферменной балке далеко вперед. Жилые отсеки корабля и посадочные модули закрепляются к этой же ферменной балке на значительном удалении от реактора. Электрореактивные двигатели и баки с запасами рабочего тела расположены на противоположном от реактора конце балки.

Жилой отсек представляет собой цилиндр диаметром 6 м и длиной 18 м. Посадочные модули имеют форму конуса высотой 9 м, диаметр основания – 5,5 м, масса каждого модуля – около 10 т.

Корабль выводится на орбиту ИСЗ несколькими пусками РН Н-1, собирается на орбите и затем стартует к Марсу. Экипаж ТМК-Э – шесть человек. В связи с малой величиной тяги электрореактивных двигателей разгон ТМК-Э происходит по спирали в течение нескольких месяцев. При приближении к Марсу корабль также по спирали выходит на орбиту спутника Марса.

С околомарсианской орбиты выполняется десантирование посадочных модулей, доставляющих на поверность Марса пять платформ:

- платформа с кабиной экипажа, с манипулятором и буровой установкой;
- платформа с конвертопланом для разведывательных полетов над Марсом;
- платформа с ракетой для возвращения экипажа на орбиту ИСМ к ожидающему там кораблю;
- платформа с запасной ракетой возвращения экипажа;
- платформа с ядерной энергоустановкой.

Платформы имеют крупногабаритные колесные шасси и соединяются в поезд. На Марс высаживается экипаж поезда в составе трех человек. Экипаж, управляя поездом, в течение года перемещается по поверхности Марса, проводит исследования и передает полученные результаты на орбитальный корабль, откуда они ретранслируются на Землю. После окончания работ космонавты занимают места во взлетной ракете и возвращаются на орбиту ИСМ, где их ожидает экипаж орбитального корабля. ТМК-Э стартует к Земле, снова разгоняясь по спирали.

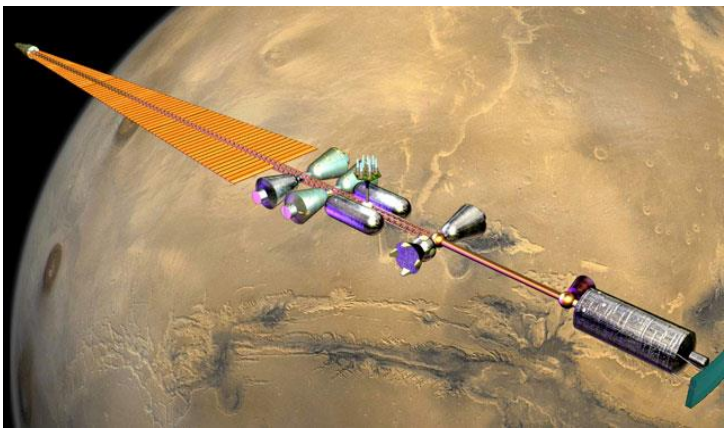


Рис. 1.55. ТМК-Э (1960 г.)

Главным в проекте являлась рассчитанная схема полета, которая обосновывала возможность межпланетной экспедиции с использованием ЭРДУ. Проработка компоновок перелетных и посадочных модулей не производилась.

4.1.4. Проекты 1961 года

Разработанные в ОКБ-1 в 1959-1961 годах проекты межпланетных пилотируемых кораблей были обобщены в первой половине 1962 года в виде «Плана освоения Марса и Венеры». В этом документе были представлены последовательные этапы создания все более сложных и тяжелых межпланетных кораблей, выполняющих сначала пролеты около Венеры и Марса, а затем и выход на околопланетные орбиты и высадку на поверхность планеты. Все проекты рассчитывались на использование тяжелой ракеты-носителя Н-1.

Проекты представляли собой оценочные расчеты массовых характеристик без конструктивной проработки закладываемых в проект технических решений.

4.1.4.1. Проекты ТМК-М и ТМК-В

За основу двух практически идентичных проектов межпланетных кораблей, предназначенных для облета Марса и Венеры, соответственно, был взят проект облетного ТМК, разработанный сектором Максимова Г.Ю. в 1959 году. ТМК должен был состоять из разгонного блока и собственно межпланетного корабля. Рассматривались два варианта разгонного блока, отличавшихся используемым горючим – керосин либо жидкий водород. Окислителем в обоих случаях являлся жидкий кислород. Удельный импульс ЖРД разгонного блока, закладываемый в расчеты, составлял 345 с для керосина и 440 с для жидкого водорода. При одинаковой массе, выводимой РН Н-1 на промежуточную орбиту ИСЗ – 75 т, масса ТМК должна была составить 15 т или 19 т, при использовании керосина или жидкого водорода, соответственно. Масса расходуемых ресурсов должна была составить от двух до четырех (в варианте с жидким водородом) тонн. Масса возвращаемого аппарата равнялась 2,5 т. Длина ТМК должна была составить около 12,5 м, максимальный диаметр корпуса – 3 м.

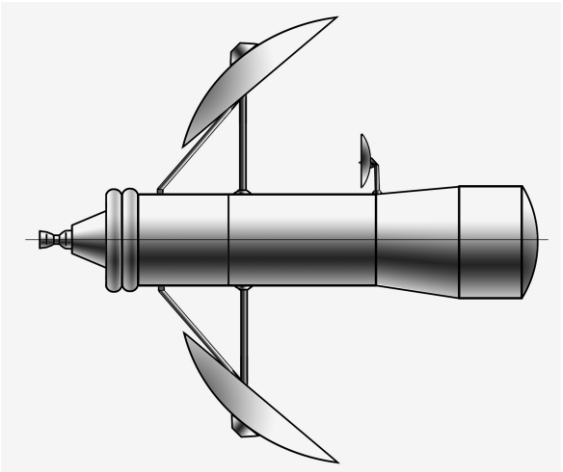


Рис. 1.56. ТМК-М (1961 г.)

Задачи облетных межпланетных экспедиций формулировались следующим образом:

- освоение техники кораблевождения;
- научные исследования;
- отработка средств возвращения, навигации и жизнедеятельности.

План работ по созданию ТМК предусматривал разработку эскизного проекта и выпуск технической документации в период июль 1962 года – декабрь 1964 года. На изготовление и отработку отводилось два года. Старт экспедиции к Марсу планировался на начало 1967 года. Следом, летом 1967 года, должен был стартовать ТМК-В к Венере. Полет корабля ТМК-М должен был продлиться около двух лет, полет ТМК-В – несколько больше года.

4.1.4.2. Проект ТМКЭ-М

В этом проекте предлагалось создать тяжелый межпланетный корабль для полета к Марсу с выходом на орбиту ИСМ. Разгонный блок с ЖРД должен был быть заменен электрореактивной двигательной установкой с удельным импульсом 8 000-10 000 с. Источником энергии для ЭРДУ должен был служить ядерный реактор.

Схема полета принималась такая же, как была рассчитана в проекте ТМК-Э 1960 года – разгон и торможение по спирали при полете к Марсу и аналогичные спиральные разгон и торможение при возвращении к Земле. Общая длительность работы ЯЭРДУ при двух разгонах и двух торможениях – 1 год, длительность экспедиции – 3 года, при этом пребывание на околомарсианской орбите – до 9 месяцев.

В проекте были рассчитаны следующие массовые характеристики ТМКЭ-М:

- начальная масса на орбите – 75 т;
- масса на орбите искусственого спутника Марса – 64 т;
- масса посадочного зонда, отделяемого при пролете Марса – 1 т;
- масса при подлете к Земле – 52 т;
- масса возвращаемого аппарата – 2,5 т.

Старт ТМКЭ-М с экипажем из трех человек планировалось произвести после возвращения марсианской облетной экспедиции – летом 1969 года. В задачи экспедиции входило:

- освоение техники кораблевождения;
- научные исследования с орбиты спутника Марса;
- отработка ЯЭРДУ;
- картографирование Марса;
- выбор мест посадки марсианской экспедиции.

4.1.4.3. Проект ТМКЭ-В

В проекте межпланетного корабля для полета на орбиту спутника Венеры предлагалось сделать следующий шаг по пути создания сложных космических комплексов – сборку из двух объектов, выводимых на орбиту двумя пусками РН Н-1. Собранный на орбите ИСЗ межпланетный корабль ТМКЭ-В должен был быть аналогичен марсианскому кораблю ТМКЭ-М, за исключением большей массы:

- начальная масса на орбите – 100 т;
- масса на орбите искусственого спутника Венеры – 82 т;
- масса посадочного зонда, отделяемого при пролете Венеры – 1 т;
- масса при подлете к Земле – 66 т;
- масса возвращаемого аппарата – 2,5 т.

Длительность полета и время пребывания на орбите ИСВ планировались такие же, как при полете к Марсу – 3 года весь полет и до 9 месяцев на околовенерианской орбите. Несмотря на повышенную техническую сложность проекта по сравнению с марсианским проектом, старт ТМКЭ-В с экипажем из трех человек к Венере предлагалось произвести раньше, чем старт ТМКЭ-М к Марсу – в первом квартале 1969 года. Задачи венерианской экспедиции формулировались аналогично задачам экспедиции к Марсу.

4.1.4.4. Проект СТМКЭ-М

К созданию сборных тяжелых межпланетных кораблей с электрореактивной ДУ (СТМКЭ) планировалось приступить сразу после отправки пилотируемых кораблей на орбиты Марса и Венеры. Задачей этих сверхтяжелых кораблей было осуществление высадки человека на поверхность планет с целью изучения поверхности планет и создания обитаемых научно-исследовательских станций на планетах.

Первым должен был строиться марсианский корабль СТМКЭ-М.

Согласно проекту, СТМКЭ-М должен был собираться на околоземной орбите из трех частей, выводимых тремя запусками РН Н-1. Корабль должен был состоять из следующих модулей:

- перелетный модуль, в котором экипаж (3 человека) находится во время полета к Марсу и возвращения к Земле;
- посадочно-взлетный модуль для высадки на Марс;
- возвращаемый аппарат;
- ЯЭРДУ с запасами рабочего тела.

Общая масса корабля на орбите ИСЗ должна была составить 190 т. После прибытия к Марсу и выхода на орбиту ИСМ по отработанной ранее спиральной схеме, масса комплекса должна была составлять 160 т. Масса посадочно-взлетного модуля – 55 т, в том числе 10 т – доставляемое на Марс оборудование, используемое для выполнения научных работ и для обеспечения жизнедеятельности экипажа. Перед стартом с околомарсианской орбиты масса корабля равнялась 105 т, а к моменту прибытия к Земле – 88 т. В проект закладывалось использование отработанного возвращаемого аппарата массой 2,5 т.

Длительность экспедиции и время пребывания на Марсе определялись из условий возможных траекторий перелета и равнялись, соответственно, 3 года – полная длительность, в том числе на поверхности Марса – около 9 месяцев. Ожидалось, что старт СТМКЭ-М будет возможен в конце 1971 года.

4.1.4.5. Проект СТМКЭ-В

В 1961 году точных данных по атмосферному давлению и температуре на поверхности Венеры еще не было получено, поэтому разработчики космической техники смело планировали осуществить высадку пилотируемых экспедиций на поверхность Венеры. Тем не менее, имевшиеся предположительные данные об условиях на Венере заставляли считаться с большей сложностью посадки на Венеру и последующего взлета (по сравнению с Марсом), что требовало значительного увеличения массы межпланетного комплекса при аналогичной конструктивной схеме. Так, стартовая масса корабля СТМКЭ-В на орбите ИСЗ была оценена в 960 т, что требовало 14 запусков РН Н-1. После выхода на околовенерианскую орбиту (по спирали, как и разгон от Земли) масса комплекса должна была составить 795 т, в том числе 410 т – масса посадочно взлетного модуля. После возвращения десантной экспедиции на орбитально-перелетный модуль масса корабля должна была равняться 385 т, а при приближении к Земле – 318 т. Масса возвращаемого аппарата с экипажем из трех человек по-прежнему принималась 2,5 т.

Длительность экспедиции и время пребывания на Венере принимались аналогичными экспедиции на Марс – 3 года всего, в том числе 9 месяцев на поверхности планеты.

К созданию такого комплекса планировалось приступить не ранее 1971 года, а запуск был бы возможен не ранее 1975 года.

Летом 1962 года С.П. Королев утвердил решение проектировать ТМК с использованием ЖРД, т.к. появления ЭРДУ, пригодных к использованию в космических кораблях, в ближайшие годы не ожидалось.

4.1.5. Проект МПКК (1964 г.)

Проработка проекта тяжелого межпланетного корабля велась в ОКБ-1 вплоть до 1964 года, когда Постановлением Совета Министров СССР и ЦК КПСС была поставлена задача осуществления лунной экспедиции, в связи с чем работы по марсианской экспедиции были остановлены.

К 1964 году было просчитано два варианта выведения ТМК на околомарсианскую орбиту – с использованием тормозного ракетного блока и путем аэродинамического торможения в атмосфере Марса. В первом случае масса комплекса, собираемого на орбите ИСЗ, должна была составить 1 141 т, во втором – только 378 т. В связи с этим за основу дальнейшего проектирования был принят вариант ТМК с аэродинамическим торможением.

На момент прекращения работ проект выглядел следующим образом.

Марсианский пилотируемый космический комплекс (МПКК) собирается на орбите из блоков массой 75 т, которые выводятся на орбиту несколькими пусками РН Н-1. Сборка начинается с выведения на орбиту монтажного отсека сферической формы с шестью стыковочными узлами. С одной стороны к монтажному отсеку стыкуется межпланетный корабль, состоящий из марсианского орбитального комплекса (МОК) и марсианского посадочного комплекса (МПК), а с другой – ракетный разгонный комплекс (РРК), состоящий из центрального и четырех боковых модулей.

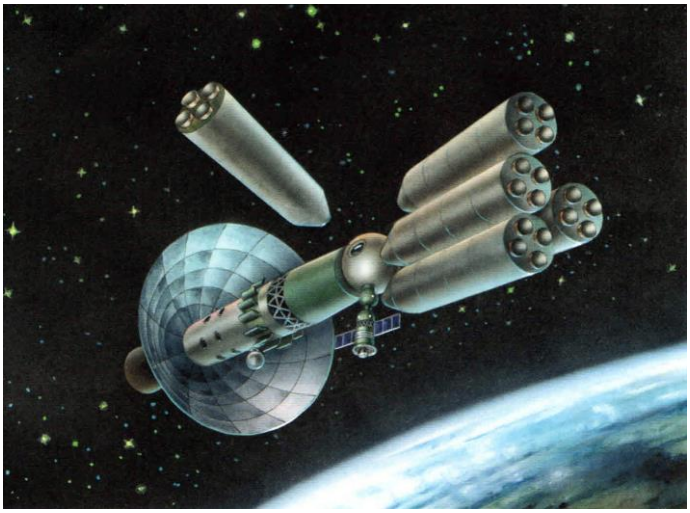


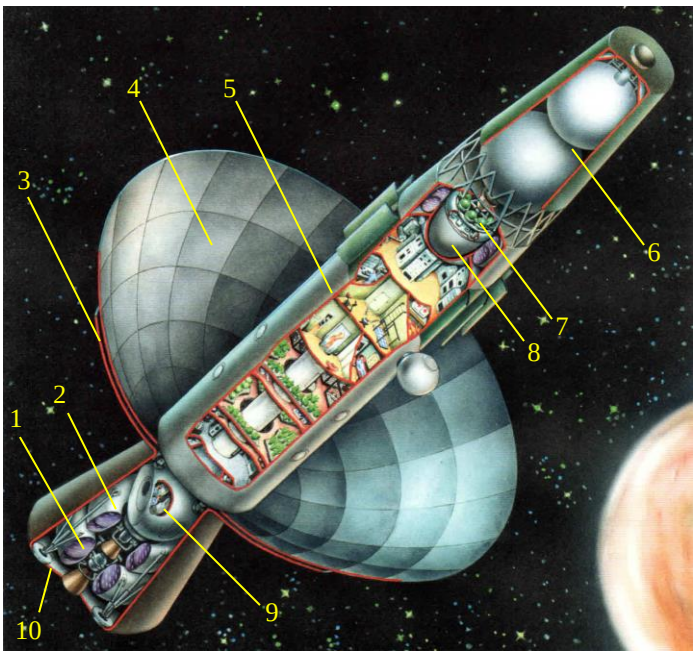
Рис. 1.57. Сборка МПКК
Рис. В.Бугрова

МОК, в свою очередь, состоит из тяжелого межпланетного корабля (ТМК) и разгонного ракетного блока (РРБ) для отправки ТМК с орбиты спутника Марса к Земле. В состав ТМК входит возвращаемый аппарат (ВА) с корректирующей двигательной установкой (КДУ) и орбитальный модуль (ОМ). ОМ представляет собой цилиндрический корпус, разделенный на отсеки: агрегатный, рабочий, жилой отсек и отсек-оранжерея.

С одного торца к ОМ крепится ВА с КДУ и РРБ, а на другом торце ОМ размещен параболический экран – солнечный концентратор. По оси ОМ в центре экрана находится стыковочный узел, к которому пристыкован посадочный комплекс МПК, защищенный обтекателем.

К обтекателю МПК присоединен тормозной экран, по форме совпадающий с солнечным концентратором орбитального модуля. МПК, находящийся под обтекателем, состоит из посадочной ступени с посадочным устройством, взлетной ступени и капсулы возвращения.

Сборка длится несколько месяцев, возможно, до года. Для выполнения сборочных работ и проверки всего оборудования на орбиту в КК «Союз»



1 – посадочная ступень
2 – взлетная ступень
3 – тормозной экран
4 – солнечный концентратор
5 – орбитальный модуль
6 – РРБ
7 – КДУ
8 – возвращаемый аппарат
9 – капсула возвращения
10 – лобовой экран

Рис. 1.58. МПКК во время полета к Марсу
Рис. В.Бугрова

периодически доставляются экипажи космонавтов-сборщиков. После завершения сборки на подготовленный комплекс прибывает экипаж МПКК. Численность экипажа – три человека.

После включения РРК выводит марсианский корабль на траекторию полета к Марсу. На время полета по межпланетной траектории МПКК ориентируется на Солнце таким образом, чтобы солнечный концентратор создавал на отсеке оранжереи максимальный поток солнечной энергии. На трассе полета выполняются коррекции траектории для попадания в заданный коридор входа. Перед входом в атмосферу Марса МПКК ориентируется посадочным комплексом вперед и выполняет торможение с помощью тормозного экрана, переходя на эллиптическую орбиту спутника Марса.

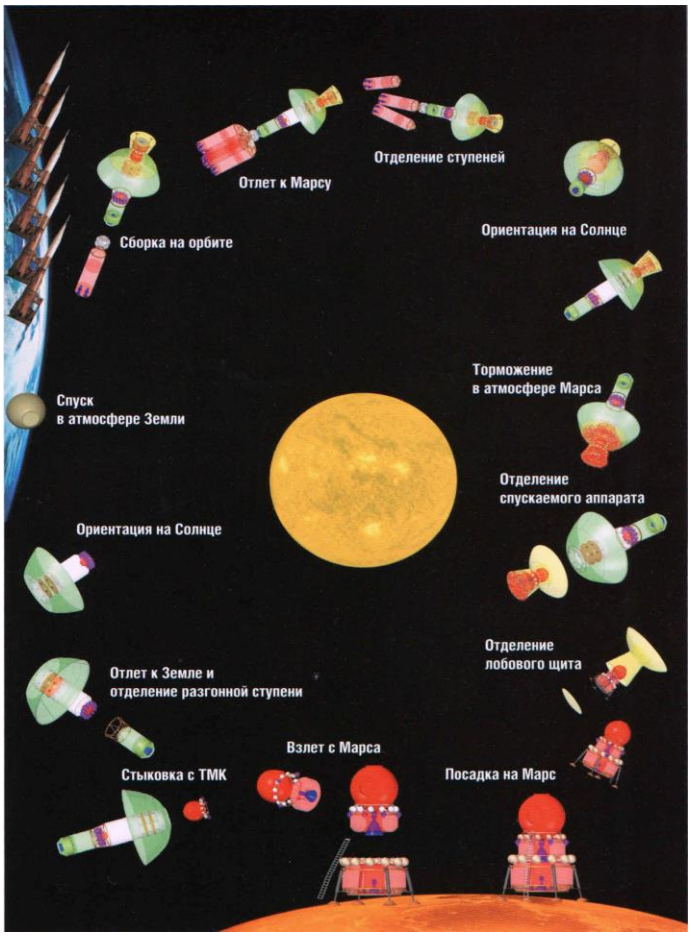


Рис. 1.59. Схема марсианской экспедиции
Рис. В.Бугрова

В течение нескольких витков происходит дальнейшее торможение в атмосфере и снижение высоты апоцентра орбиты, затем происходит отделение посадочного комплекса с двумя членами экипажа, а затем ДУ орбитального комплекса в апоцентре орбиты выдает небольшой импульс для перевода комплекса на круговую орбиту за пределами атмосферы. Посадочный комплекс продолжает снижение, используя тормозной экран и лобовой щит. После выполнения баллистического торможения лобовой щит и обтекатель с тормозным экраном сбрасываются, и МПК выполняет посадку с помощью ДУ посадочной ступени.

После завершения работ на поверхности Марса экипаж размещается в возвращаемой капсуле, и взлетная ступень выводит капсулу на орбиту ИСМ. Капсула сближается с ожидающем на орбите МОК, и стыкуется с ним. Экипаж марсианской экспедиции переходит в МОК, капсула отбрасывается, и РБ разгоняет ТМК по траектории полета к Земле.

После окончания разгона РБ отбрасывается, а ТМК ориентируется солнечным концентратором на Солнце, создавая условия для роста растений в оранжерее. Коррекции траектории выполняются с помощью КДУ.

При приближении к Земле экипаж занимает места в возвращаемом аппарате, ВА отделяется и входит в атмосферу Земли, где тормозится с использованием аэродинамического качества ВА, а затем выполняет спуск и посадку на парашюте.

Начальная масса МПКК на орбите ИСЗ – 378 т. Для доставки такого груза на орбиту требовалось пять ракет-носителей Н-1. Масса комплекса после выхода на орбиту спутника Марса – 83,1 т, в том числе ТМК – 16,8 т, РРБ – 36,3 т, МПК – 30,0.

Масса ТМК и МПК, в свою очередь, складывалась из следующих составляющих:

ТМК:		**МПК:**	
орбитальный модуль	12,9 т	посадочная ступень	10,0 т
возвращаемый аппарат	2,1 т	взлетная ступень	16,5 т
корректирующая ДУ	1,8 т	капсула возвращения	3,5 т

Предполагалось, что при возникновении аварийной ситуации при перелете к Марсу экипаж может спастись, отцепив посадочный комплекс МПК и направив ТМК к Земле, используя РРБ.

Экспериментальную отработку МПКК планировалось выполнять для каждого модуля по отдельности. Так, для отработки орбитального модуля ТМК предполагалось создать и испытать на орбите прототип ОМ, в виде ТОС – тяжелой орбитальной станции, проектирование которой также было начато в 1964 году.

С.П.Королев одобрил разработанный проект МПКК и утвердил предложенную дату старта марсианской экспедиции – 1974 год.

К сожалению, именно в 1974 году, после закрытия программы Н1-Л3, вместо планировавшегося старта МПКК произошло уничтожение всех материалов по марсианскому кораблю и ТОС.

4.2. Этап II (1966-1972 г.г.)

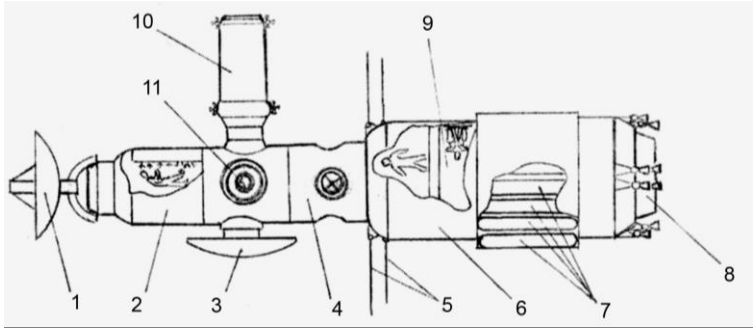
4.2.1. Проект «МАВР»

В 1966 году разработка межпланетной экспедиции была поручена ЦНИИМаш, который затребовал из ОКБ-1 все материалы по ТМК. На основе переработки полученных из ОКБ-1 материалов был подготовлен проект межпланетного корабля для полета к Марсу. Для сокращения времени полета было решено использовать гравитационный маневр при пролете Венеры. Проект получил название «Мавр» (МАрс – ВенеРа[1]). Программа полета предусматривала полет экипажа из шести человек. На Марс и Венеру при пролете должны быть сброшены автоматические посадочные зонды, передающие информацию на пролетающий корабль.

За основу был взят проект облетного ТМК, разработанный в ОКБ-1 сектором Максимова в 1959 г. В конструкцию корабля был введен радиотелескоп для исследования Марса и Венеры при пролете, а также отсек для крепления и обслуживания сбрасываемых зондов. Отсек имел четыре крепежных узла, к двум из которых крепились сферические венерианские зонды (посадочный и орбитальный), а на третий узел устанавливался составной марсианский зонд, включающий два модуля – посадочный и орбитальный. Посадочный зонд имел сбрасываемый теплозащитный экран диаметром 6 м. К четвертому крепежному узлу крепился отделяемый астрономический отсек длиной около 7 м.

На основе данных Института медико-биологических проблем (ИМБП) от искусственной тяжести было решено отказаться, а для снятия отрицательного воздействия невесомости в состав комплекса оборудования была включена центрифуга.

Экипаж МК «Мавр» должен был состоять из шести человек. Спускаемый аппарат для возвращения экипажа на Землю размещался в донной части



1 – антенна радиотелескопа
2 – блок оранжереи
3 – марсианский зонд
4 – шлюзовой отсек
5 – солнечные батареи
6 – универсальный жилой блок
7 – топливные баки
8 – возвращаемый аппарат
9 – отсек центрифуги
10 – астрономический отсек
11 – венерианский зонд

Рис. 1.60. Межпланетный корабль «Мавр»

[1] Иногда сокращение МАВР расшифровывают, как «МАрс – Венера Разом».

корпуса корабля, непосредственно примыкая к жилому отсеку. Вокруг возвращаемого аппарата размещались четыре блока корректирующих двигателей, по два ЖРД в каждом блоке. Топливные баки удлиненной цилиндрической формы были закреплены с наружной стороны жилого отсека и создавали дополнительную радиационную защиту. Запас топлива (азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин) обеспечивал приращение характеристической скорости корабля, равное 1,46 км/с.

Старт корабля «Мавр» должен был состояться в 1975 году. Длительность полета – 480-600 суток.

Расчетная скорость входа возвращаемого аппарата в атмосферу Земли – 13,5-15,0 км/с.

Ниже приводится весовая сводка межпланетного корабля «Мавр».

Масса корабля на орбите ИСЗ		151 т,
в том числе:		
	отсек оранжереи	2,385 т,
	отсек лаборатории	17,100 т,
	астроотсек	5,440 т,
	универсальный жилой блок	71,500 т,
	марсианский зонд	8,000 т,
	венерианский зонды	1,250 т,
	возвращаемый аппарат	7,000 т,
	грузовой ВА	0,800 т,
	запас топлива	37,250 т.

12.07.1968 г.директором ЦНИИМаш Мозжориным Ю.А. был утвержден научно-технический отчет по проекту «Мавр», представлявший собой техническое предложение по возможной экспедиции с расчетами траекторий полета. Задача доставки блоков МК «Мавр» на околоземную орбиту, решение проблемы сборки и конструкторская проработка блоков МК в отчете не рассматривались.

4.2.2. ПРОЕКТ «АЭЛИТА»

30 июля 1969 г. появился приказ Министра общего машиностроения № 232 о разработке ракетно-космического комплекса, обеспечивающего экспедицию на планету Марс. Разрабатываемому проекту было присвоено название «Аэлита». Экспедиция на Марс была запланирована на 1985 год.

В разработке участвовали ЦКБЭМ (бывшее ОКБ-1; ракета-носитель, марсианский корабль) и ЦНИИМаш (посадочный комплекс). Свой проект МК-700/УР-700М разработало КБ В.Н. Челомея.

4.2.2.1. Марсианский экспедиционный комплекс ЦКБЭМ

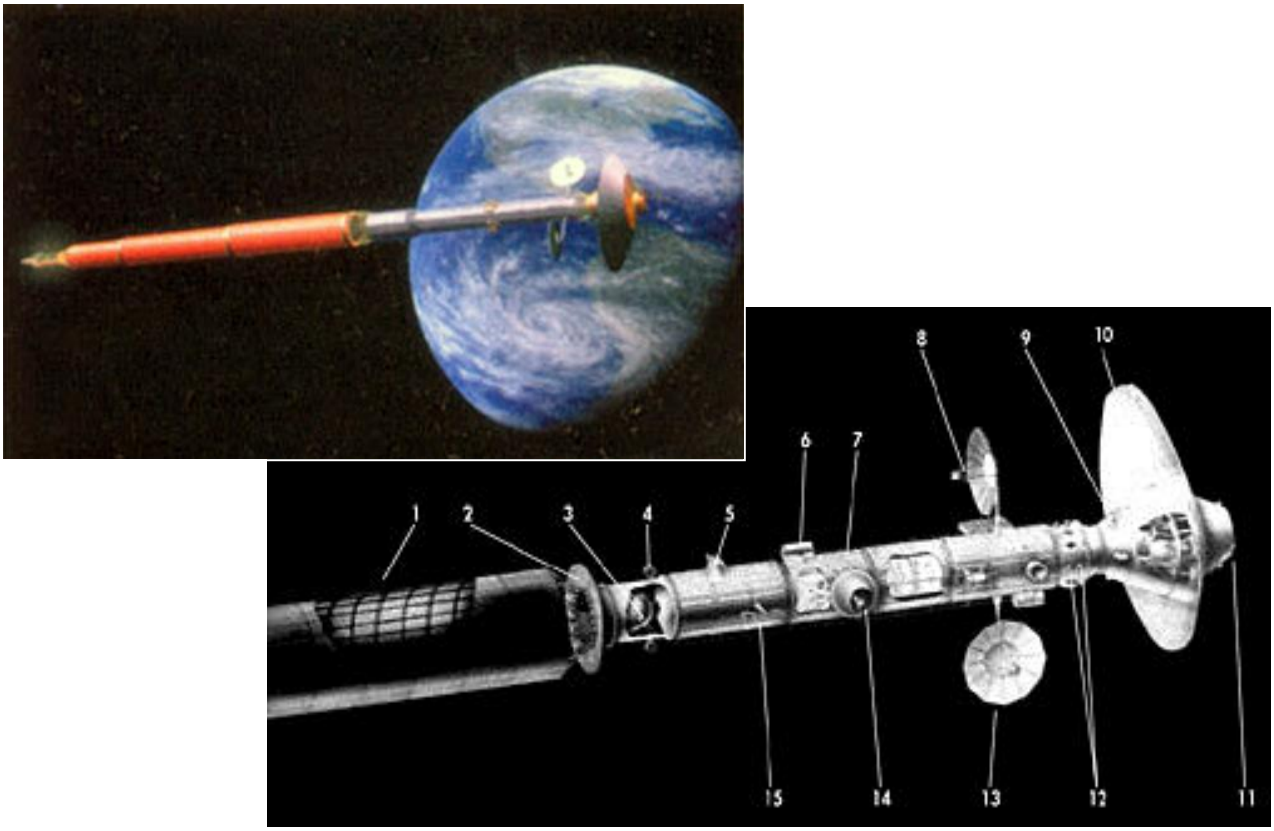
При проектировании экспедиции разработчики ЦКБЭМ ориентировались на модифицированную РН Н-1М, которая разрабатывалась в это время.

Проект марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) базировался на материалах проекта тяжелого межпланетного корабля ТМК-Э, подготовленного ОКБ-1 в 1960 году, и новых данных по плотности атмосферы Марса, полученных в 1964 г. американской АМС «Mariner 4». Схема полета МЭК «Аэлита», в основном, повторяла схему полета ТМК-Э: сборка на орбите, разгон по спирали с помощью электрореактивных двигателей, выход на орбиту спутника Марса по спирали, высадка марсианской экспедиции.

МЭК «Аэлита» должен был состоять из трех модулей:

- ядерная электрореактивная двигательная установка (ЯЭРДУ);
- межпланетный орбитальный корабль (МОК);
- марсианский посадочный корабль (МПК).

ЯЭРДУ включает ядерный реактор и блок электрореактивных двигателей с запасами топлива. Ядерный реактор для обеспечения радиационной безопасности вынесен на раздвижном телескопическом радиаторе на значительное удаление от отсека экипажа и отделен радиационным экраном.



1 – ЯЭРДУ	6 – оптический телескоп	11 – тормозная ступень МПК
2 – радиационный экран	7 – научный отсек	12 – двигатели ориентации
3 – посадочные зонды	8 – остронаправленная антенна	13 – остронаправленная антенна
4 – спускаемый аппарат	9 – взлетная ступень МПК	14 – посадочный зонд
5 – шлюзовая камера	10 – аэродинамический экран	15 – жилой отсек

Рис. 1.61. Марсианский экспедиционный корабль «Аэлита»

МОК, имеющий форму цилиндра с диаметром 4,1 м, разделен на 5–6 этажей (агрегатно-приборный отсек, спортзал, бытовой отсек, лаборатория, оранжерея). С одного торца МОК, перед радиационным экраном, расположен спускаемый аппарат, в котором экипаж должен возвращаться на Землю, а на другом закреплен марсианский посадочный корабль (МПК). Спускаемый аппарат должен был иметь форму «фары», но бóльших размеров: диаметр 4,35 м, высота 3,15 м. Рассматривались также другие конструкции СА: типа «чечевицы» диаметром 6 м, «несущий корпус» и др.

МПК состоит из тормозной ступени, аэродинамического тормозного экрана и взлетной ступени с кабиной экипажа. Конструкция МПК, также как и схема торможения и посадки, в основном заимствована из проекта марсианского корабля 1964 года. Полная длина МЭК «Аэлита» – 175 м, стартовая масса – 150 т. Экипаж – четыре человека.

Доставка МЭК «Аэлита» на орбиту ИСЗ выполняется двумя пусками РН Н-1М. Первая РН выводит ЯЭРДУ, а вторая – комплекс МОК + МПК. После автоматической стыковки на орбите МЭК начинает спиральный разгон вокруг Земли в беспилотном режиме. После того, как МЭК оказывается за пределами радиационных поясов, стартуют ракеты-носители «Протон» с КК 7К-Л1, которые доставляют экипаж на борт МЭК. Экипаж до окончания спирального разгона выполняет полную проверку всех систем МЭК и, в случае обнаружения неисправностей и принятия решения об отмене полета к Марсу, на этих же КК покидает МЭК и возвращается на Землю.

Основные отличия проекта МЭК «Аэлита» от ТМК-Э заключались в следующем:

- для выведения на орбиту используется модифицированная РН Н-1М;
- разгон МЭК через радиационные пояса происходит без экипажа на борту;
- численность экипажа уменьшена до четырех человек;
- количество посадочных модулей в составе МЭК уменьшено с пяти до одного.

График полета выглядел следующим образом:

- разгон по спирали с опорной орбиты ИСЗ – 75 суток;
- прибытие экипажа на борт МЭК;
- продолжение разгона по спирали – 15 суток;
- пассивный полет по баллистической траектории – 135 суток;
- торможение перед сближением с Марсом – 61 сутки;
- торможение по спирали для выхода на рабочую орбиту спутника Марса – 24 суток;
- пребывание на орбите ИСМ – 30 суток, в том числе:
  - подготовка к высадке экспедиции в составе двух человек – 7 суток;
  - высадка и работа десантной экспедиции на поверхности Марса – 5 суток;
  - возвращение десантной экспедиции;
  - продолжение исследований с орбиты ИСМ – 18 суток;
- разгон по спирали вокруг Марса – 17 суток;
- разгон по траектории полета Марс-Земля – 66 суток;
- пассивный участок полета – 90 суток;
- промежуточный разгон на участке полета – 17 суток;
- пассивный участок полета – 97 суток;
- торможение перед входом в атмосферу Земли – 3 суток.

Экспедиция на Марс должна была продолжаться 630 суток. Траектория возвращения была проложена таким образом, что часть полета МОК находился между орбитами Венеры и Меркурия.

Детальная проработка конструкции корабля не выполнялась в связи с большой загруженностью ЦКБЭМ работами по теме лунной экспедиции Н1-Л3.

Работы по проекту «Аэлита» были прекращены в 1972 году распоряжением Министра общего машиностроения.

4.2.2.2. Проект МК-700

4.2.2.2.1. Облетный вариант МК-700

Рис. 1.62. Марсианский корабль МК-700

ЦКБ Машиностроения (ЦКБМ, бывшее ОКБ-52) под руководством Генерального конструктора В.Н.Челомея в 1969 году в рамках темы «Аэлита» подготовило технические предложения по организации марсианской экспедиции. Предусматривалось создание марсианского комплекса, масса которого на орбите ИСЗ составила бы 1 400 т, в том числе масса корабля МК-700, отправляемого к Марсу – 140 т. Для выведения комплекса на орбиту по частям должна была использоваться ракета-носитель УР-700М (УР-900).

Отсек экипажа корабля и возвращаемый аппарат должны были создаваться на основе конструкции транспортного корабля ТКС 11Ф72. В качестве маршевого двигателя марсианского корабля планировалось использовать ядерный двигатель РД-0410. Длина корабля МК-700 – 140 м, максимальный диаметр – 12,5 м. Экипаж – два человека.

Длительность экспедиции должна была составить два года. Высадка на Марс не планировалась.

4.2.2.2.2. Посадочный вариант МК-700М

В процессе работ над проектом облетного корабля МК-700 возникла идея дополнить состав комплекса посадочным модулем, разработанным на основе лунного корабля ЛК-700. Для доставки на орбиту ИСЗ составных частей марсианского посадочного комплекса МК-700М было предложено разработать супер-ракету УР-900.

Работы по марсианской тематике были остановлены в 1972 году распоряжением Министра общего машиностроения.

4.2.2.3. Планетный исследовательский комплекс

В ЦНИИМаше в рамках проекта «Аэлита» была проведена большая исследовательская работа по определению состава планетного исследовательского комплекса (ПИК). Были рассмотрены следующие варианты:

1. «Научный» вариант.

ПИК представляет собой шестиколесный трехсекционный марсоход высокой проходимости, получивший рабочее название «Поезд». Первой секцией является жилой блок с кабиной управления движением, санузлом, каютами членов экипажа, шлюзом для выхода на поверхность и рабочей лабораторией с комплектом научного оборудования. Вторая секция «Поезда» несет ракету возвращения экипажа на орбиту. Ракета возвращения, двигатель которой работает на пентаборане и перекиси водорода, должна вывести на околомарсианскую орбиту встречи с МК модуль с экипажем и результатами научных изысканий. Масса модуля – 2,2 т. В третьей секции устанавливается энергоблок с ядерным реактором типа «Ромашка» мощностью в 100 кВт, теневой радиационной защитой и излучателем. Диаметр колес «Поезда» 3-4 м, давление на грунт – 0,3-0,84 кгс/см^2. Экипаж – три человека: пилот-планетолог; врач-биолог; инженер-механик-пилот. Предполагалось, что «Поезд» за месяц пребывания на Марсе сможет пройти около 1 500 км. Этот вариант ПИК имел очень большую массу из-за радиационной защиты ядерного реактора. Название «научный» этот вариант ПИКа получил в связи с тем, что в нем ставилась задача получения максимального количества научных данных.

2. Модифицированный «научный» вариант.

В этом варианте сделана попытка уменьшить посадочную массу ПИК путем использования марсианского грунта в качестве радиационной защиты реактора. Грунт с помощью шнекового устройства автоматически загружается между двойными стенками корпуса энергоблока сразу после посадки ПИКа на Марс. Масса «Поезда» в этом случае составляет 45-50 т сразу после посадки и 122 т с загруженным грунтом.

3. «Бинарный» вариант.

ПИК доставляется на Марс по частям. Сначала совершает посадку автоматический модуль массой 50 т, затем, используя первый модуль как «маяк», на Марс садится второй модуль массой 46 т с экипажем из трех человек. Экспедиция была рассчитана на 30 суток.

4. Вариант СЛаб + «джип».

Общая масса – 80 т. ПИК состоит из стационарной лаборатории (СЛаб), ракеты возвращения массой 18 т, и «джипа» – открытого колесного электромобиля высокой проходимости с радиусом 20 км. Экспедиция была рассчитана на пребывание на Марсе экипажа из трех человек в течение 30 суток.

5. Сокращенный вариант СЛаб + «джип».

Общая масса – 45 т, в т.ч. масса ракеты возвращения – 17 т. Количество членов экспедиции – три человека, длительность пребывания на Марсе – семь суток. Посадка на Марс выполнялась с помощью тормозного экрана диаметром 18 м, имеющего форму скошенного конуса.

6. «Приоритетный» вариант.

Общая масса – 23 т, в т.ч. масса ракеты возвращения – 12 т. Диаметр тормозного экрана посадочного устройста – 12 м. Экипаж экспедиции – два человека, длительность пребывания на Марсе – четверо суток. Этот вариант не был рассчитан на получение научных данных, его задача – простое «флаговтыкательство».

Работы по теме «Аэлита» были остановлены в 1972 году распоряжением Министра общего машиностроения.

4.3. Этап III (1986-2000 г.г.)

4.3.1. Проект марсианской экспедиции 1986-87 года

В 1986 году НПО «Энергия», как стало называться к этому времени ЦКБЭМ (оно же бывшее ОКБ-1), вернулось к рассмотрению проекта МЭК. Несмотря на то, что все разработки велись на уровне технических предложений, и никаких правительственных решений о подготовке экспедиции на Марс не выходило, проектный отдел, занимавшийся проектированием марсианского корабля еще в 1969 году, в 1987 году завершил подготовку нового проекта МЭК. Основной вариант проекта базировался на проекте МЭК «Аэлита». Главные отличия заключались в следующем:

- проект был рассчитан на применение РН 14А10 «Буран-Т» (грузовой вариант РН 11К25 «Энергия»);
- использовались два ядерных реактора вместо одного;
- была изменена конструкция и схема торможения посадочного корабля;
- в проекте максимально использовались системы и конструкции, отработанные в серии ДОС «Салют» 17К.

4.3.1.1. Межпланетный экспедиционный комплекс

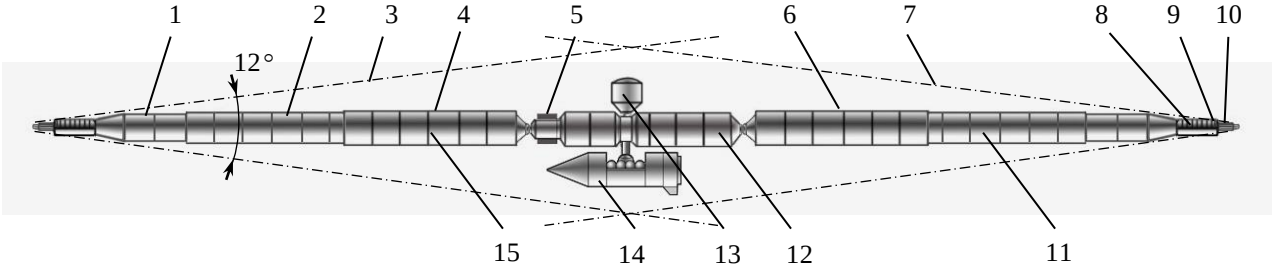
Сборка МЭК выполняется на монтажной орбите ИСЗ высотой 400 км с помощью пяти запусков РН «Буран-Т» 14А10. Все доставляемые грузы размещаются при запуске в типовом контейнере. Во всех запусках доставляемый груз снабжается доразгонным блоком, а также навесным блоком сближения и стыковки.

Первым пуском выводится межпланетный орбитальный корабль (МОК), котрый имеет по торцам стыковочные узлы для присоединения баков с рабочим телом для ЯРДЭУ, а в центральной части – отсек с четырьмя стыковочными узлами.

Вторым пуском к МОК доставляются марсианский посадочный корабль (МПК) и корабль возвращения на Землю (КВЗ), которые пристыковываются к узлам стыковочного отсека МОК.

Третьим пуском на орбиту выводятся две емкости с рабочим телом, поочередно пристыковываемые к торцам МОК.

Четвертый и пятый пуски предназначены для доставки к МОК двух ядерных реакторов с ЯРДЭУ.



1 – 1-я секция радиатора
2 – 2-я секция радиатора
3 – конус теневой защиты
4 – 3-я секция радиатора
5 – солнечные батареи (сложены)
6 – противометеорные экраны
7 – конус теневой защиты
8 – блок двигателей
9 – биологическая защита
10 – ядерный реактор
11 – ЯЭРДУ №1
12 – межпланетный орбитальный корабль
13 – корабль возвращения на Землю
14 – марсианский посадочный корабль
15 – ЯЭРДУ №2

Рис. 1.63. Марсианский экспедиционный комплекс (НПО «Энергия», 1987 г.)

После завершения сборки МЭК выполняется развертывание ЯЭРДУ, которые на телескопических конструкциях отодвигаются от жилых отсеков. ЯЭРДУ снабжены дисковыми защитными экранами биологической защиты, которые создают конусы «тени» для защиты экипажа от радиационного

излучения ядерных реакторов во время перелета к Марсу и обратно. Мощность ядерных энергоустановок – по 7,5 МВт. Суммарная тяга блока двигателей одной ЯЭРДУ – 15,6 кгс.

К полностью собранному МЭК стартует РН «Энергия» с МКК «Буран», на котором прибывает экипаж марсианской экспедиции в количестве четырех человек.

Общая масса МЭК на орбите ИСЗ – 428 т, в том числе:

- межпланетный орбитальный корабль – 80 т;
- марсианский посадочный корабль – 60 т;
- корабль возвращения на Землю –10 т;
- ЯЭРДУ – две по 45 т;
- запас рабочего тела – 178 т.

Длина МЭК в сборе – 200 м.

Задачами марсианской пилотируемой экспедиции назывались:

- сбор характерных проб грунта, проведение их экспресс-анализа и отбор партий для доставки на Землю;
- проведение детальных комплексных исследований поверхности Марса, подповерхностное зондирование, взятие проб коренных пород на поверхности и в скважинах в районе места посадки;
- проведение комплекса биологических исследований;
- активное глубинное сейсмическое и электромагнитное зондирование;
- детальная телевизионная съемка-репортаж с места посадки;
- получение крупномасштабных планов марсианской поверхности для детальных научных исследований;
- установка постоянных станций для исследования внутреннего состояния и метеорологии Марса;
- проведение с орбиты работ по использованию управляемых автоматов на поверхности Марса, доставляемых как автоматическими кораблями, так и в составе МЭК;
- метрические съемки отдельных образований и явлений на поверхности Марса для комплексных научных исследований;
- дистанционное зондирование Марса с орбиты ИСМ с целью создания атласа Марса, построение планетоцентрической системы координат Марса с определением координат опорных точек на поверхности Марса для решения навигационных задач.

4.3.1.2. План полета марсианской экспедиции

Разгон МЭК происходит по спирали с постепенным удалением от Земли и продолжается три месяца, в результате чего комплекс на высоте примерно 900 000 км выходит за пределы сферы гравитационного действия Земли и оказывается на траектории полета к Марсу, продолжая разгон некоторое время. Перелет до Марса продолжается 9 месяцев. На участке подлета к Марсу двигательные установки МЭК включаются на торможение. На высоте около 500 000 км МЭК входит в зону гравитационного действия Марса и начинает снижение по спирали, которое продолжается около одного месяца. Снижение заканчивается выходом МЭК на круговую орбиту спутника Марса высотой 500 км.

На околомарсианской орбите два члена экипажа переходят в МПК и совершают вход в атмосферу Марса, торможение и вертикальную посадку. После семидневного пребывания на Марсе члены посадочной экспедиции стартуют в блоке возвращения, который входит в состав МПК, и выходят на орбиту спутника Марса, где сближаются с МЭК и выполняют стыковку.

После отделения блока возвращения, выполнившего свою задачу, МЭК спиральным разгоном, продолжающимся в течение месяца, начинает перелет Марс-Земля. Обратная траектория выбрана таким образом, чтобы МЭК сблизился с Венерой. Гравитационный маневр около Венеры позволяет сократить время обратного перелета до восьми месяцев. ЯЭРДУ на обратном перелете задействуется трижды – при удалении от Марса, на участке пролета Венеры и при сближении

с Землей. Торможение по спирали с выходом МЭК на орбиту спутника Земли при возвращении от Марса не предусматривалось.

На завершающем участке полета экипаж занимает места в корабле возвращения. КВЗ отделяется от МЭК, входит в атмосферу Земли со второй космической скоростью, совершает управляемый спуск и посадку на парашютах с использованием двигателей мягкой посадки.

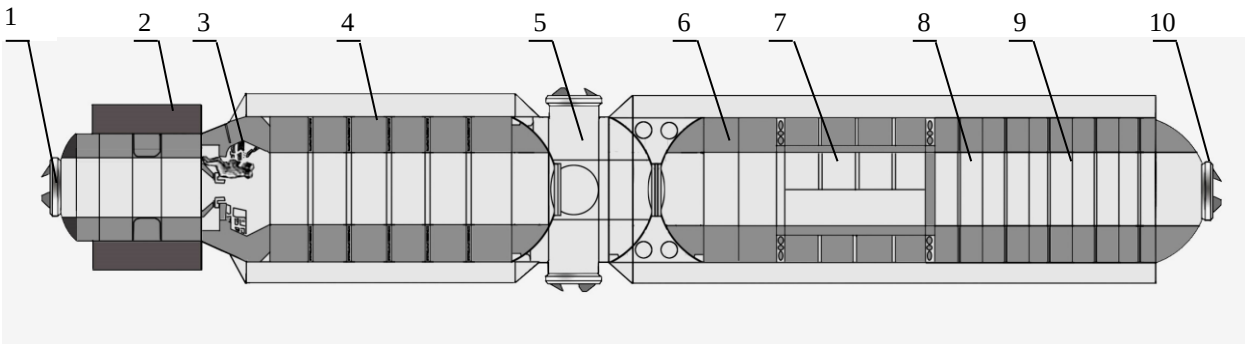
МЭК выходит на гелиоцентрическую орбиту и становится спутником Солнца.

Общая предполагаемая длительность экспедиции – 716 дней.

4.3.1.3. Межпланетный орбитальный корабль

МОК является центральным модулем экспедиционного комплекса, в котором экипаж проводит все время от старта с орбиты ИСЗ до этапа возвращения на Землю, за исключением семи дней на околомарсианской орбите, когда десантная группа в составе двух человек высаживается на Марс. В отсеках МОК размещены все научное и служебное оборудование, системы и агрегаты системы жизнеобеспечения. Традиционно предусмотрена оранжерея. В центральной части МОК размещено радиационное убежище с индивидуальными каютами, в котором экипаж должен находиться во время вспышек на Солнце, а также при пересечении радиационных поясов Земли.

Разработчики МОК снабдили корабль солнечными батареями для обеспечения систем МОК электроэнергией до присоединения и запуска ядерных генераторов, а также в качестве дублирующего источника энергии. МОК имеет внутренний объем 360 м^3, в том числе объем жилых отсеков – 120 м^3.



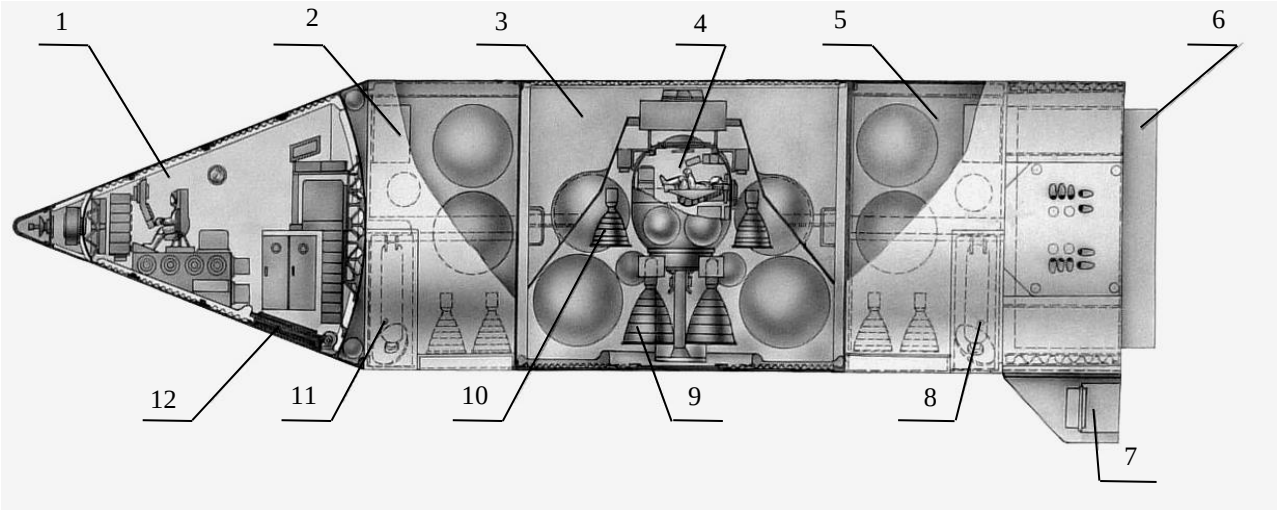
1 – стыковочный узел
2 – солнечные батареи (сложены)
3 – центр управления
4 – научное оборудование
5 – стыковочный отсек
6 – отсек систем жизнеобеспечения
7 – радиационное убежище
8 – кают-компания
9 – оранжерея
10 – стыковочный узел

Рис. 1.64. Межпланетный орбитальный корабль (НПО «Энергия», 1987 г.)

4.3.1.4. Марсианский посадочный корабль

В конструкции МПК вместо «фары» с тормозным аэродинамическим экраном было предложено использовать форму «несущий корпус». МПК имеет тормозную ДУ для схода с орбиты и ДУ мягкой посадки. Посадка выполняется на четырехопорное шасси с горизонтальным положением корпуса. Двухступенчатый возвращаемый блок (ВБ) размещается в центральной части МПК, так, что при горизонтальном положении МПК старт ВБ происходит вертикально. При посадке экипаж МПК находится в кабине ВБ и при нештатной ситуации во время процесса спуска с орбиты и посадки имеет возможность выполнить аварийный старт, отделить возвращаемый блок от МПК и вернуться на орбитальный корабль. После штатной посадки экипаж переходит в жилой отсек МПК. Системы жизнеобеспечения жилого отсека и ВБ автономны, так что экипаж во время работы на поверхности Марса не расходует ресурсы СЖО ВБ.

Поперечный размер МПК – 3,8 м, длина – 13 м. Начальная масса МПК – 60 т, в том числе масса отсека возвращаемого блока – 24,7 т. Масса собственно возвращаемого блока – 3,5 т. Экипаж МПК – два человека. Длительность работы на поверхности Марса – 7 суток.



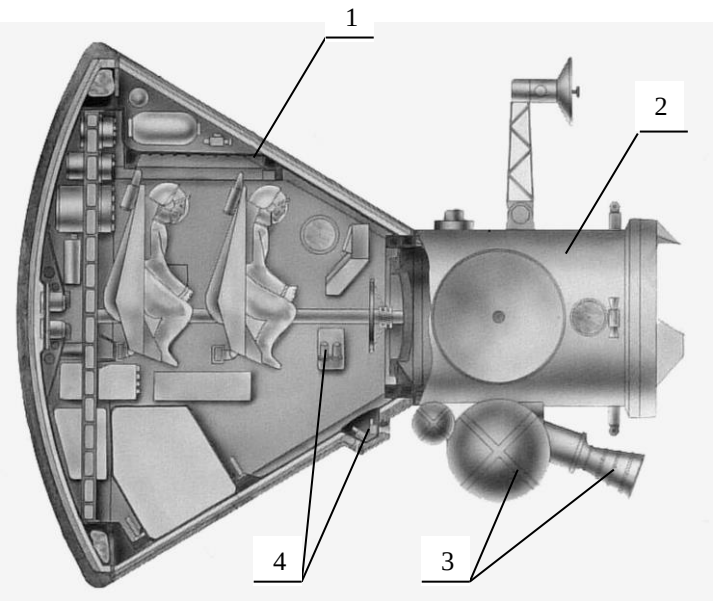
1 – жилой отсек
2 – передний отсек посадочной ДУ
3 – отсек возвращаемого блока
4 – возвращаемый блок
5 – задний отсек посадочной ДУ
6 – тормозная ДУ
7 – сбрасываемый вертикальный стабилизатор
8 – задние опоры шасси
9 – первая ступень возвращаемого блока
10 – вторая ступень возвращаемого блока
11 – передние опоры шасси
12 – люк

Рис. 1.65. Марсианский посадочный корабль (НПО «Энергия», 1987 г.)

4.3.1.5. Корабль возвращения на Землю

Корабль возвращения на Землю (КВЗ) состоит из возвращаемого аппарата (ВА), антенно-шлюзового отсека (АШО) со стыковочным узлом и корректирующей двигательной установки (КДУ). Во время перелетов от Земли к Марсу и обратно КВЗ закрыт цилиндрическим противометеорным экраном.

КВЗ отделяется от МЭК при приближении комплекса к Земле. Для обеспечения движения КВЗ по расчетной траектории используется КДУ, которая перед входом в атмосферу отбрасывается вместе с АШО. Вход происходит со скоростью около 13 км/с, по схеме «двойного погружения». Управление положением ВА при движении в атмосфере выполняется с помощью двигателей управления спуском. Аэродинамическое качество ВА равно 0,45. Для обеспечения безопасного торможения в атмосфере Земли ВА оборудуется сбрасываемым теплозащитным экраном. Посадка выполняется на парашютах на сушу, с использованием двигателей мягкой посадки.



1 – возвращаемый аппарат
2 – антенно-шлюзовой отсек
3 – корректирующая двигательная установка
4 – двигатели управления спуском

Рис. 1.66. Корабль возвращения на Землю (НПО «Энергия», 1987 г.)

Масса КВЗ – 10 т, в том числе ВА – 8 т. Запас топлива КДУ обеспечивает характеристическую скорость 250 м/с. Длительность автономного полета КВЗ – двое суток.

4.3.1.6. Варианты МЭК

Рассмотренный выше основной вариант МЭК (вариант I) предусматривал применение ядерных реакторов мощностью 7,5 МВт, создание которых на момент разработки проекта выглядело проблематичным. Авторы проекта предложили для сравнения несколько других вариантов МЭК, характеристики которых приведены для сравнения ниже.

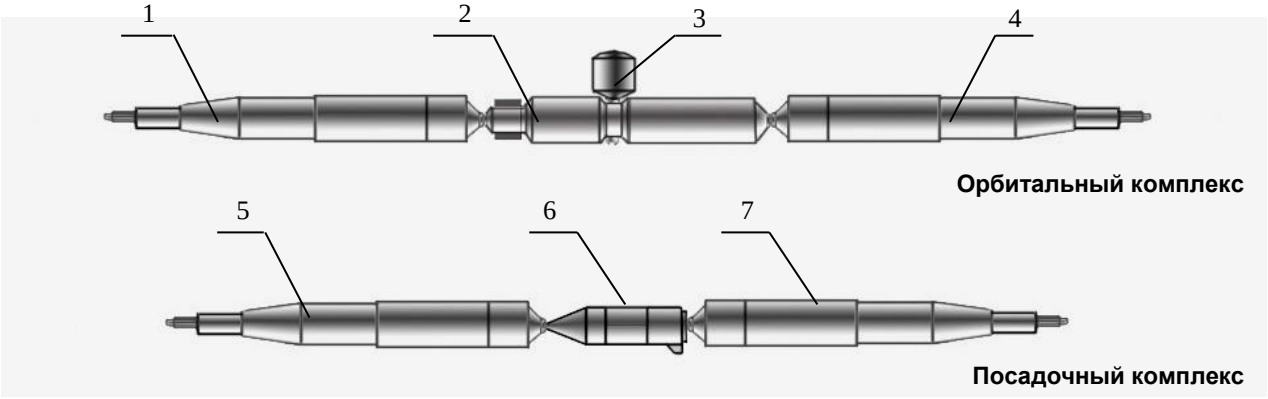
4.3.1.6.1. Вариант II

Основная идея данного варианта – раздельная доставка к Марсу МОК и МПК, в виде двух комплексов. Каждый комплекс имеет по два ядерных реактора, но меньшей мощности, чем в варианте I. Всего необходимо использовать четыре реактора по 6,0 МВт. В составе орбитального комплекса к Марсу доставляется МОК с пристыкованным КВЗ. МПК выводится на орбиту спутника Марса в автоматическом режиме в составе посадочного комплекса. МПК отстыковывается от ЯЭРДУ, которые в дальнейшем остаются на орбите ИСМ либо уводятся на гелиоцентрическую орбиту, и стыкуется к свободному узлу МОК. Дальнейшая схема экспедиции выглядит так же, как в варианте I.

Суммарная масса двух экспедиционных комплексов составляет 500 т. Для их сборки на орбите ИСЗ требуется шесть запусков РН «Буран-Т» 14А10.

Недостаток проекта заключается в том, что создание ядерных реакторов мощностью 6,0 МВт на момент проектирования МЭК также не предвиделось, а сложность этого варианта превышает сложность схемы полета однокомплексного МЭК, т.к. для успеха экспедиции на околомарсианской орбите требуются две стыковки вместо одной.

В то же время невыход посадочного комплекса на орбиту ИСМ либо неудача при первой стыковке МПК с МОК приводит лишь к отказу от десантирования на Марс, не увеличивая риск для возвращения экипажа на Землю.



1 – ЯЭРДУ 1
2 – МОК
3 – КВЗ
4 – ЯЭРДУ 2
5 – ЯЭРДУ 3
6 – МПК
7 – ЯЭРДУ 4

Рис. 1.67. МЭК, вариант II

4.3.1.6.2. Вариант III

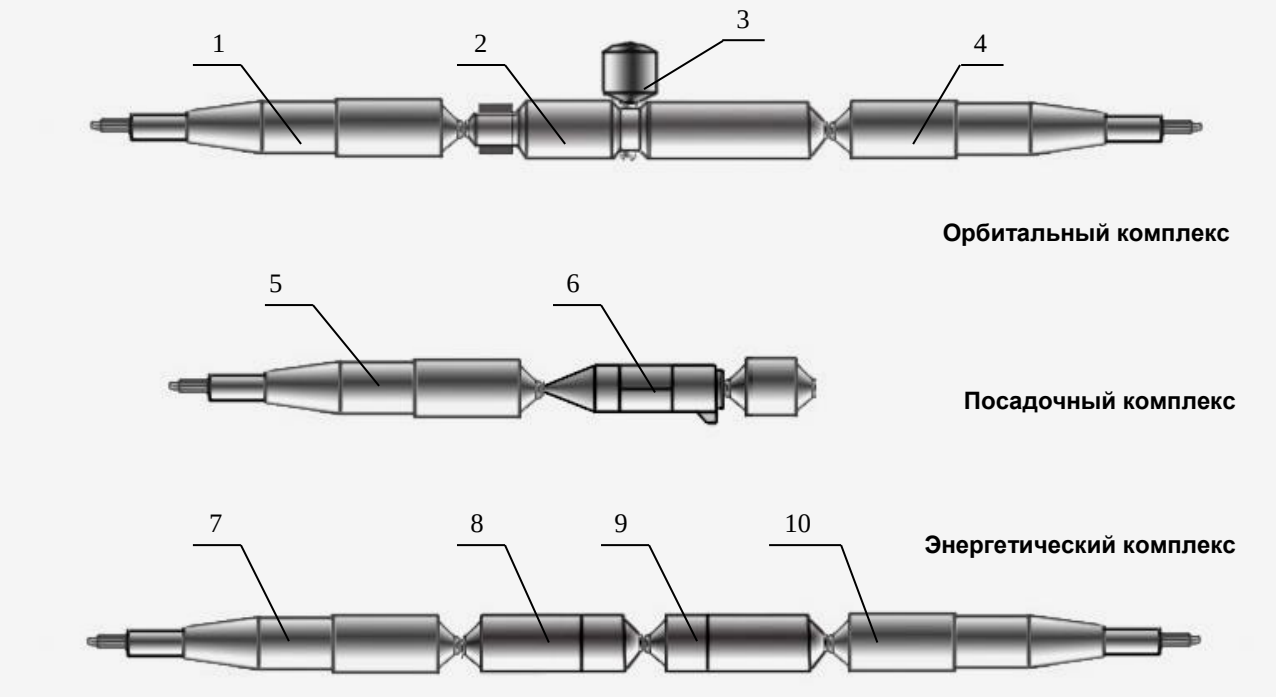
В варианте III авторы проекта исходили из условия использования для ЯЭРДУ ядерных реакторов мощностью 1,0 МВт, проектная разработка которых в это время уже велась. Для решения задачи доставки необходимого груза к Марсу и последующего возвращения к Земле на маломощных (по сравнению с вариантами I и II) ЯЭРДУ было решено не только доставлять по отдельности орбитальный и посадочный корабли, но и разгрузить эти комплексы от рабочего тела, необходимого на обратный полет, доставляя его к Марсу третьим комплексом.

Схема полета к Марсу аналогична схеме варианта II. На околомарсианской орбите МОК должен отстыковаться от отработавших ЯЭРДУ орбитального комплекса и выполнить две стыковки с ЯЭРДУ энергетического комплекса, в составе которого находятся баки с рабочим телом, обеспечивающие возвращение экспедиции от Марса к Земле.

Недостатком данного варианта является значительно более высокий риск неудачного исхода, так как для возвращения экипажа на Землю необходим не только обязательный выход энергетического модуля на орбиту ИСМ, но и две успешные стыковки МОК с ЯЭРДУ возвращения. Схема десантной экспедиции на поверхность Марса такая же, как и в варианте II.

Для удешевления проекта и уменьшения общей массы МЭК было предложено в этом варианте не применять дублирование ЯЭРДУ в посадочном комплексе, доставляющем к Марсу МПК. Это означает, что выход из строя этого комплекса всего лишь отменяет возможность десантирования на Марс, но не влияет на безопасность экспедиции в целом.

Суммарная масса трех комплексов на орбите ИСЗ – 710 т. Для сборки МЭК на орбите требуется 9 запусков РН «Буран-Т» 14А10. В МЭК используются пять ядерных реакторов мощностью по 1,0 МВт.



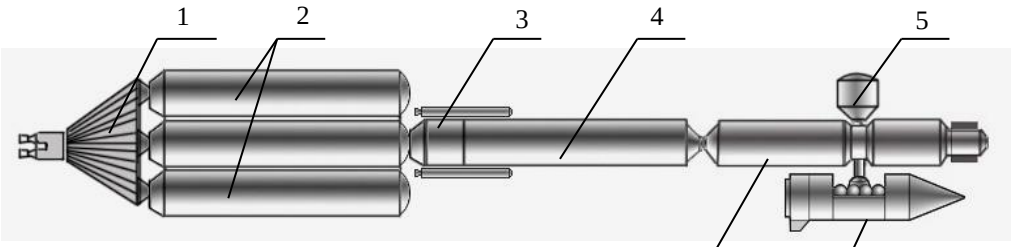
1 – ЯЭРДУ 1
2 – МОК
3 – КВЗ
4 – ЯЭРДУ 2
5 – ЯЭРДУ 3
6 – МПК
7 – ЯЭРДУ 4
8 – бак с рабочим телом
9 – бак с рабочим телом
10 – ЯЭРДУ 5

Рис. 1.68. МЭК, вариант III

4.3.1.6.3. Вариант IV

В этом варианте рассмотрена доставка МЭК, состоящего из МОК, МПК и КВЗ, с помощью многоблочной трехступенчатой ЯЭРДУ. Первая ступень, состоящая из четырех блоков с рабочим телом, собранных в пакет, используется для спирального разгона МЭК к Марсу и аналогичного торможения у Марса. Еще два блока, образующие пакет из второй и третьей ступеней, используются для возвращения МЭК к Земле. Схема высадки на Марс и возвращения десантной экспедиции на МОК такая же, как в варианте I.Недостатком данного варианта является отсутствие резервирования ЯЭРДУ.

Полная масса МЭК – 700 т. Для сборки МЭК на монтажной орбите ИСЗ необходимы 8 запусков РН «Буран-Т» 14А10.



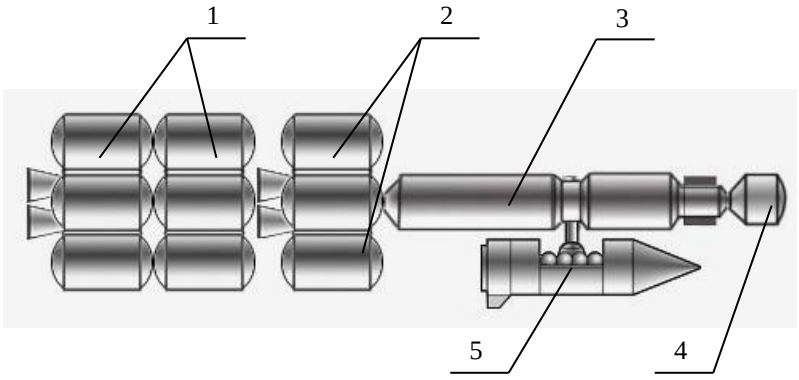
1 – ЯЭРДУ
2 – баки ступени1
3 – ДУ стыковки
5 – КВЗ
4 – ступень 2
6 – МПК
7 – МОК

Рис. 1.69. МЭК, вариант IV

4.3.1.6.4. Вариант V

Для сравнения авторы проекты привели данные по МЭК, основанному на использовании ЖРД на химическом топливе. Компоновка МЭК аналогична варианту IV, только вместо ЯЭРДУ используется ДУ с несколькими ЖРД, а пакетные ступени собираются из баков с горючим и окислителем. В схеме полета отсутствуют спиральные разгон и торможение, характерные для МЭК с использованием ЯЭРДУ. Схема высадки десантной экспедиции такая же, как в вариантах I и IV.

В проекте не указаны характеристики предполагаемой маршевой ДУ комплекса, а приведены только суммарные характеристики МЭК: полная масса 1 700 т, количество необходимых запусков РН «Буран-Т» – 20.



1 – ступень 1
2 – ступени 2 и 3
3 – МОК
4 – КВЗ
5 – МПК

Рис. 1.70. МЭК, вариант V

4.3.2. ПРОЕКТ МАРСИАНСКОЙ ЭКСПЕДИЦИИ 1989 ГОДА

В 1989 году был предложен новый проект МЭК. Основное отличие от МЭК 1987 года заключалось в замене ядерных реакторов на пленочные солнечные батареи. Эти батареи должны были разворачиваться на раскрываемых ферменных конструкциях. В остальном проект МЭК практически повторял проект марсианской экспедиции 1986 года:

- стартовая масса – 350 т;
- экипаж – четыре человека;
- состав десантной экспедиции – два человека;
- время работы на поверхности Марса – семь суток;
- общая длительность экспедиции – два года.

Подготовку и реализацию марсианской экспедиции предлагалось провести в три этапа.

Этап 1. Сборка экипажем ДОС «Мир» уменьшенной модели МЭК, доставляемой в виде отдельных блоков с помощью ТКГ «Прогресс». Запуск модели к Марсу.

Этап 2. Доставка к Марсу беспилотным МЭК двух посадочных кораблей. На одном МПК отрабатывается автоматическая посадка, возвращение взлетной ступени МПК на орбиту и ее стыковка с орбитальным кораблем, а на втором на Марс доставляются несколько марсоходов для проведения длительных исследований.

Этап 3. Пилотируемая экспедиция на Марс.

Как и проект 1986 года, этот проект остался на уровне технических предложений.

4.3.3. ПРОЕКТ 1999 ГОДА

4.3.3.1. Марсианский экспедиционный комплекс

В 1990-х годах проектный отдел РКК «Энергия», в течение многих лет занимавшийся проектированием марсианской экспедиции, опубликовал модульную концепцию марсианского корабля, являющуюся, в сущности, развитием проекта МЭК 1989 года.

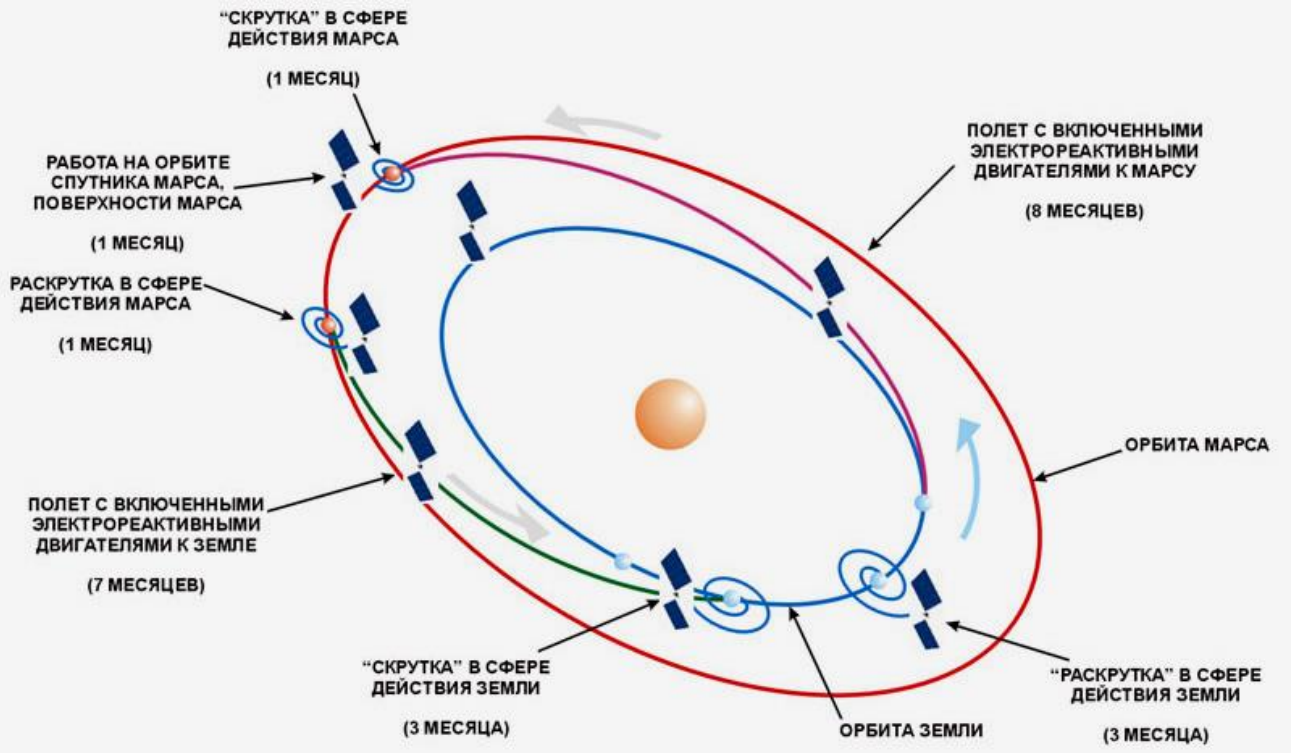
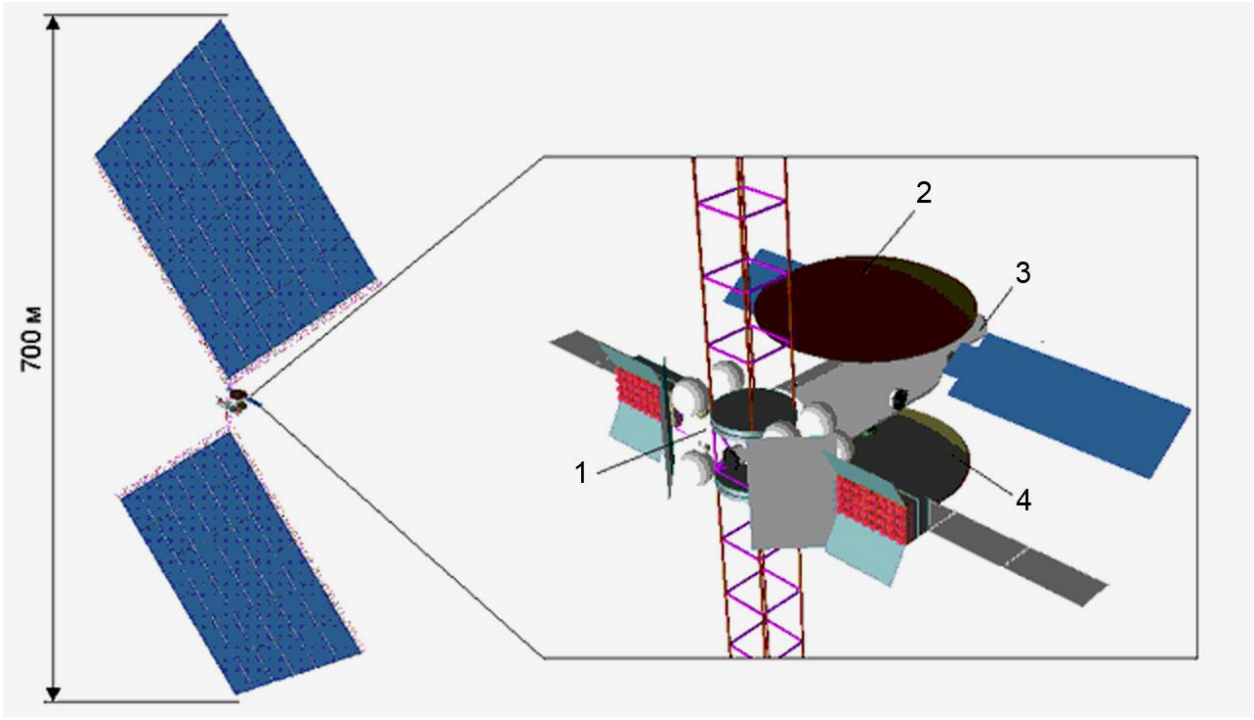


Рис. 1.71. Схема полета марсианской экспедиции

Предлагаемая схема полета на Марс не является чем-то новым и включает:

- выход комплекса на околомарсианскую орбиту;
- высадка части экипажа в посадочно-взлетном корабле на Марс;
- взлет и возвращение к ожидающему на орбите ИСМ орбитальному кораблю;
- возвращение на Землю.

Выбранный движитель для разгона и торможения – электрореактивные двигатели, также предлагавшийся в марсианских проектах ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО «Энергия» – РКК «Энергия», начиная с 1960 года, так же, как и вынужденно спиральные разгон и торможение. Не является новым и предложение использовать солнечные батареи в качестве источника энергии для электрореактивных двигателей – они появились в проекте 1989 года. Новым в проекте МЭК 1999 года является применение двух посадочных кораблей вместо одного, а также проработка процесса монтажа солнечных батарей и компоновки взлетно-посадочного корабля.



1 – солнечный буксир
2 – взлетно-посадочный корабль
3 – межпланетный орбитальный корабль
4 – грузовой посадочный корабль

Рис. 1.72. Марсианский экспедиционный комплекс

Марсианский экспедиционный комплекс образца 1999 года состоит из четырех основных модулей:

- солнечный буксир;
- межпланетный орбитальный корабль (МОК);
- взлетно-посадочный корабль (ВПК);
- грузовой посадочный корабль (ГПК).

Солнечный буксир представляет собой модуль, в который входят электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ), комплекс баков с рабочим телом и две гигантские (размах 700 м) ферменные конструкции с пленочными солнечными батареями. Солнечные батареи обеспечивают электроэнергией ЭРДУ для доставки МЭК к Марсу и обратно. Мощность СБ – до 15 МВт. Тяга ЭРДУ – 30 кгс.

Межпланетный орбитальный корабль представляет собой набор цилиндрических корпусов диаметром от 2,5 м до 6,2 м, разделенных на отсеки: шлюзовой отсек, барокамера, жилые, бытовой, тренажерно-медицинский, рабочий и исследовательский отсеки, а также агрегатный и переходные отсеки. Общий герметичный объем МОК – 410 м^3. В торцах МОК и по окружности центрального переходного отсека размещены стыковочные узлы с внутренним переходом. На корпусе рабочего отсека закреплены две солнечные батареи для обеспечения электроэнергией оборудования МОК. Масса МОК – 70 т.

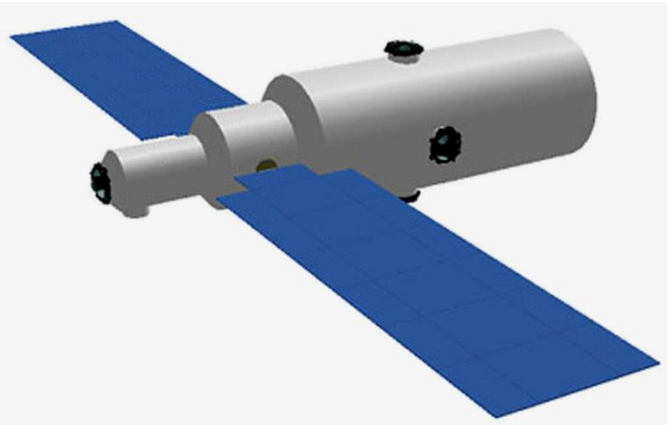


Рис. 1.73. Межпланетный орбитальный корабль

МЭК имеет в своем составе два посадочных корабля – пилотируемый ВПК и беспилотный ГПК. Во время перелета к Марсу посадочные корабли закреплены на стыковочных узлах МОК. Посадочные корабли состоят из защитного аэродинамического корпуса, посадочного модуля и полезного груза.

Форма аэродинамического корпуса и зависящая от нее схема торможения в атмосфере Марса пока не выбраны.

Рассматриваются следующие варианты:

- несущий корпус;
- несущий корпус со створками;
- развертываемый экран;
- «диск».

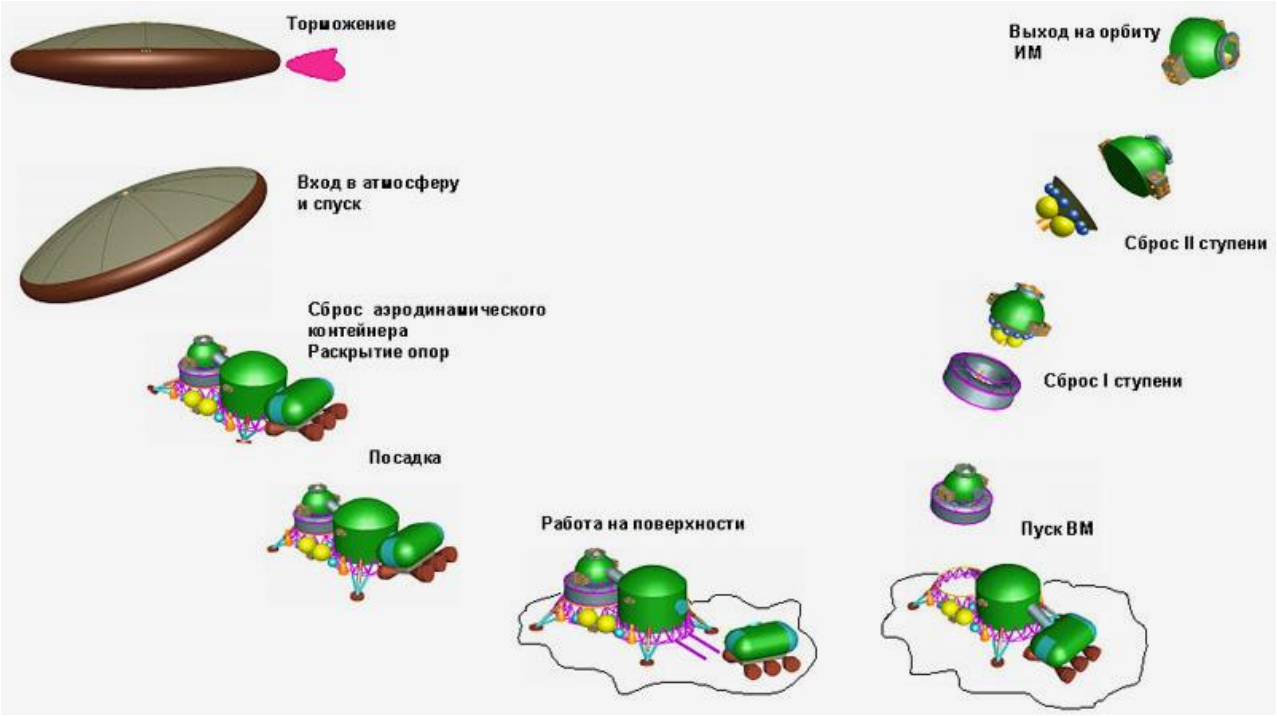


Рис. 1.74. Схема посадки и взлета марсианской экспедиции

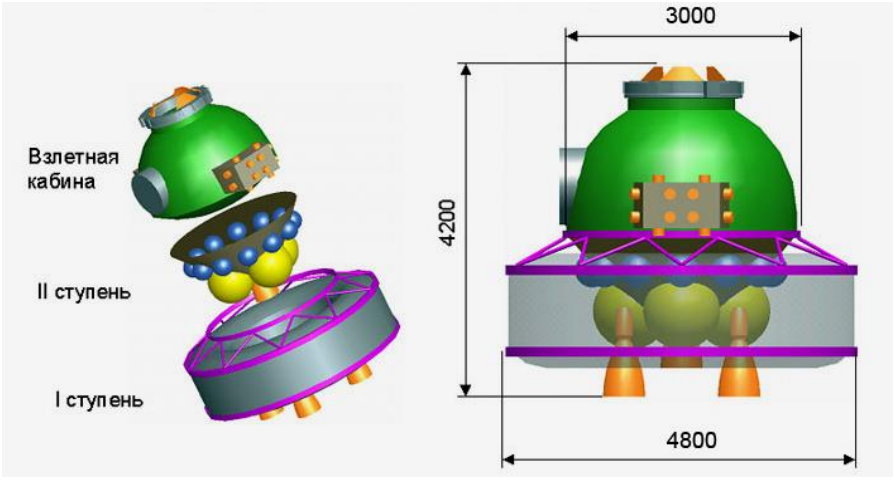


Рис. 1.75. Взлетный модуль

Посадочный модуль имеет четырехопорное шасси, посадочные ЖРД и топливные баки. После окончания аэродинамического торможения защитный корпус сбрасывается, а посадочный модуль совершает мягкую посадку с использованием реактивных посадочных двигателей.

Пилотируемый ВПК в качестве полезного груза несет марсоход и взлетный модуль (ВМ), состоящий из двух ракетных ступеней и взлетной кабины (ВК).

ГПК доставляет на Марс груз, необходимый для обеспечения работы экспедиции.

На рис. 1.74 показана последовательность посадки ВПК, старта ВМ, и выхода ВК на орбиту ИСМ.

Полная масса каждого посадочного корабля в составе МЭК – 70 т. Масса ВПК на поверхности Марса – 40 т, в том числе масса взлетного модуля – около 22 т. Масса взлетной кабины – 4,3 т.

Стартовая масса МЭК на орбите ИСЗ – 600 т. Численность экипажа – шесть человек. Длительность экспедиции – около двух лет, в том числе работа на околомарсианской орбите и на поверхности Марса – один месяц. С учетом времени спиральных торможения и разгона общее время пребывания МЭК около Марса составляет три месяца.

4.3.3.2. Проекты КА для подготовки экспедиции

В рамках отработки электрореактивных двигателей и подготовки к дальним экспедициям было запланировано создать серию автоматических КА:

- «Модуль-М»;
- «Модуль-М2»;
- «Марс-Модуль».

Эти КА должны доставляться на МКС в ТКГ «Прогресс», а экипаж МКС во время выхода в открытый космос должен будет выполнить сборку КА и отвод от МКС.

4.3.3.2.1. КА «Модуль-М»

Экспериментальный КА «Модуль-М» предназначен для исследования по влиянию длительной работы электрореактивных двигателей на бортовую аппаратуру. КА с помощью маршевой ЭРДУ должен выполнить подъем орбиты по спиральной траектории до высоты 1 200 км.

Масса КА «Модуль-М» – 225 кг. ЭРДУ типа Д38 имеет тягу 0,036 кгс при удельном импульсе 2 080 с. Запас топлива обеспечивает приращение характеристической скорости 0,4 км/с.

Изготовление элементов КА и испытания систем были начаты в РКК «Энергия», но, в связи с прекращением финансирования, прекращены.

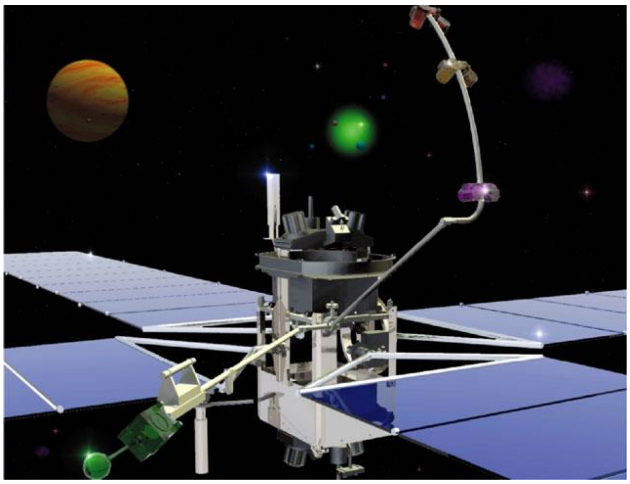


Рис. 1.76. КА «Модуль-М»

4.3.3.2.2. КА «Модуль-М2»

КА «Модуль М2» планируется направить в точку либрации L2. Основное назначение КА – отработка систем космического аппарата в межпланетном полете. Предусмотрена также установка научной аппаратуры для изучения влияния солнечной активности на радиационные пояса и магнитные бури.

Масса КА – 960 кг. КА должен иметь ЭРДУ типа Д55 с тягой 0,05 кгс и удельным импульсом 2 250 с. Запас характеристической скорости – 4,5 км/с.

4.3.3.2.3. КА «Марс-Модуль»

КА «Марс-Модуль» предназначен для отработки систем межпланетного корабля в натурном полете к Марсу. Должна быть полностью воспроизведена схема полета с орбиты ИСЗ до выхода на рабочую круговую орбиту спутника Марса. На КА планируется установить дистанционного зондирования Марса, а также спускаемые аппараты с научными приборами для исследования Марса. Ресурс бортового оборудования должен быть проверен во время двух лет полета КА по орбите ИСМ. Допускается возможность возвращения КА «Марс-Модуль» на околоземную орбиту. Состав научной аппаратуры КА обсуждается. Возможно проведение следующих исследований:

- изучение климата, поверхности и внутреннего строения Марса;
- глобальная фотосъемка поверхности Марса;
- дистанционное зондирование Марса.

Масса КА – 2 600 кг. КА должен иметь ЭРДУ типа Д100 с тягой 0,3 кгс и удельным импульсом 3 970 с. Запас характеристической скорости – 21 км/с.

ГЛАВА 5. КОСМИЧЕСКИЕ КОРАБЛИ «СОЮЗ»

5.1. Орбитальный КК «Союз»

После отрицательного решения экспертной комиссии в 1963 году по проекту облета Луны с помощью комплекса 7К-9К-11К[1] работы по программе 7К «Союз» в ОКБ-1 фактически прекратились. Тем не менее, С.П. Королев в конце 1964 года принял решение о продолжении работ по КК «Союз», но не для облета Луны, а для решения орбитальных задач – отработка стыковки и перехода космонавтов из одного КК в другой. На базе проекта КК «Союз А» 7К был разработан новый проект – 7К-ОК (орбитальный корабль), сохранивший название «Союз».

Принимая такое решение, С.П.Королев продолжал борьбу за участие в лунном проекте. Программой В.Н. Челомея ЛК-1 планировалось осуществить пилотируемый облет Луны одним запуском РН УР-500К. С.П.Королев доказывал ошибочность запуска пилотируемого КК на РН с ядовитыми компонентами топлива – несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и азотная кислота. Он предлагал запускать ЛК-1 на орбиту без космонавтов, а экипаж доставлять в КК «Союз», с применением техники сближения, стыковки и перехода космонавтов в скафандрах через открытый космос. Выполнять стыковку требовалось и по проекту лунной экспедиции Н1-Л3. КК «Союз» 7К-ОК предназначался для отработки техники маневрирования, сближения, стыковки и перехода космонавтов из одного КК в другой на околоземной орбите. Тактико-технические требования на КК 7К-ОК 11Ф615 были подготовлены в августе 1965 года.

5.1.1. 7К-ОК «Союз» (11Ф615)

7К-ОК «Союз» (11Ф615) – трехместный КК. Конструктивно является продолжением проекта КК «Союз А». Состоит из трех отсеков:

- бытовой отсек (БО). Имеет овальную форму, диаметр 2,2 м, длина (со стыковочным узлом) 3,44 м, масса 1,2-1,3 т. Внутренний объем, свободный от оборудования – 4 м^3;
- спускаемый аппарат (СА). Имеет форму «фары» с аэродинамическим качеством 0,25, что позволяет использовать управляемый спуск при торможении и снизить перегрузки с 8-10 g (у сферических СА серии КК 3К «Восток») до 4-5 g. Максимальный диаметр 2,2 м, длина 2,16 м, масса 2,8 т, свободный объем 2,5 м^3;
- приборно-агрегатный отсек (ПАО). Масса отсека 2,7-2,8 т. В отсеке расположены источники питания, двигатели ориентации и причаливания, топливные баки, различное оборудование, корректировочно-тормозная двигательная установка (КТДУ). КТДУ состоит из основной односопловой и дублирующей двухсопловой двигательных установок.

На ПАО крепятся две раскрывающиеся панели солнечных батарей (СБ). Полный размах батарей 8,37 м, площадь СБ – 14 м^2.

Полная масса КК 6,38 – 6,8 т. Длина КК около 7 м, максимальный диаметр по корпусу – 2,5 м, по шпангоуту крепления к РН – 2,72 м.

Тяга основной КТДУ – 417 кгс, дублирующей – 411 кгс. Суммарное возможное приращение скорости 390 м/сек.

В БО и СА атмосфера близка к земной. Для стыковок с другими КА КК «Союз» 7К-ОК оборудован стыковочным узлом, который может быть выполнен в двух вариантах – «активном» и «пассивном», что продиктовано конструкцией стыковочного механизма. КК с «активным» стыковочным узлом имеют четные заводские номера, КК с «пассивным» узлом – нечетные. КК имеет как ручную, так и автоматическую систему управления «Игла». Процесс сближения и стыковки полностью может быть выполнен в автоматическом режиме.

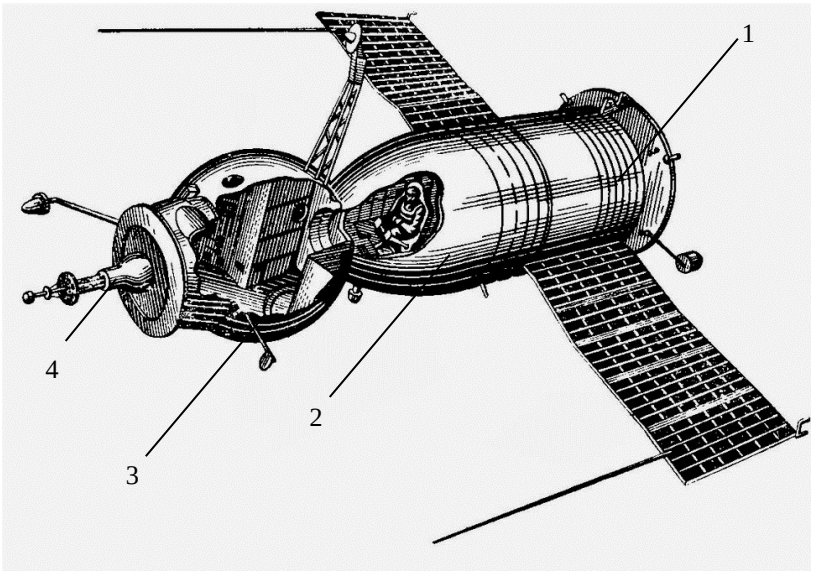
КК выводится на орбиту РН 11А511, являющейся более мощной модификацией РН 8К72.

Спуск СА после торможения в плотных слоях атмосферы производится на парашюте круглой формы. Площадь основного парашюта – 1 000 м^2, запасного – 570 м^2. На лобовой части СА под сбрасываемым теплозащитным экраном установлены 4 твердотопливных РДТТ мягкой посадки,

[1] См. п. 3.2.

обеспечивающие скорость приземления не более 6 м/с.

На головном обтекателе КК смонтирован РДТТ САС. При возникновении аварийной ситуации на стартовой позиции или на участке выведения до сброса головного обтекателя происходит отстрел СА от ПАО, затем включается РДТТ САС, который уводит головной обтекатель с БО и СА вверх и в сторону от аварийной РН. После завершения работы РДТТ отделяется, головной обтекатель сбрасывается, происходит отстрел БО, открывается основной парашют, и СА совершает посадку на безопасном удалении.



1 – приборно-агрегатный отсек
2 – спускаемый аппарат
3 – бытовой отсек
4 – стыковочный узел (активный)

Рис. 1.77. КК «Союз» 7К-ОК

В случае, если аварийная ситуация возникает после сброса головного обтекателя (и РДТТ САС), спасение экипажа выполняется по другой схеме. Происходит отделение всего КК от аварийной РН, с помощью КТДУ КК получает импульс ухода в сторону, после чего происходит разделение отсеков и посадка СА по-штатному.

Если авария происходит на участке работы последней ступени РН, то КК отделяется от РН и, в зависимости от конкретной ситуации, либо выполняет баллистический (суборбитальный) полет, либо с помощью КТДУ выводит КК на траекторию одновиткового полета.

Первый запуск КК «Союз» 7К-ОК в беспилотном варианте произведен 28.11.66 г. («Космос-133»), последний – 01.06.70 г. («Союз-9»). Всего осуществлено 17 запусков КК 7К-ОК, один (беспилотный) неудачный из-за аварии на старте. В первом пилотируемом запуске 23-24.04.67 г. при посадке погиб пилот Владимир Комаров. В октябре 1967 г. осуществлена автоматическая стыковка беспилотных КК 7К-ОК «Космос-186» и «Космос-188». В январе 1969 года в полете КК «Союз-4» и «Союз-5» осуществлена стыковка КК и переход двух космонавтов из одного КК в другой через открытое космическое пространство. В июне 1970 года осуществлен рекордный по длительности полет пилотируемого КК – 18 суток.

Всего было изготовлено 19 летных экземпляров КК «Союз» 7К-ОК, кроме того, еще два КК находились на разных этапах изготовления (изготовление №20 не было завершено, для КК №21 были изготовлены комплектующие). Четыре КК (№№17-20) подверглись модификации для отработки на орбите ИСЗ системы сближения и стыковки «Контакт», которая должна была использоваться затем в кораблях ЛОК 11Ф93 и ЛК 11Ф94 в лунных экспедициях. Полеты по программе «Контакт» были отменены, а для КК №№17-20 нашли другое применение.

Так, КК №17 был использован в рекордном для того времени длительном полете («Союз-9»).

Оставшиеся КК №№18, 19 и частично изготовленные №№20, 21 были позднее использованы для изготовления транспортных КК «Союз» 7К-Т.

В табл. 1.14 приведена основная информация о полетах КК «Союз» 7К-ОК.

Табл. 1.14. Полеты КК «Союз» 7К-ОК

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
1	Космос-133	2Л	6 450	28.11.66 / 30.11.66	51,8 град 173 x 219 км	1с 23ч 19м	Первый испытательный полет. Автоматическая стыковка с КК 1Л.	-		После запуска обнаружилось большое количество неисправностей, в первую очередь в системе управления. После израсходования топлива в системе ориентации были предприняты попытки включить КТДУ для торможения. С пятой попытки тормозной импульс был отработан, но из-за неточной ориентации КК при торможении предполагаемый район посадки СА оказался в Китае. Автоматическая система контроля обнаружила отклонение от курса и выдала команду на срабатывание системы самоуничтожения. Наземные службы зафиксировали прохождение сигнала на автоподрыв, но точной информации об уничтожении СА нет.
	-	1Л		29.11.66	-	-	Автоматическая стыковка с КК 2Л			Старт отменен из-за большого количества неполадок в системах КК 2Л. Принято решение об испытании КК 1Л в одиночном полете.
2	-	1Л		14.12.66	-	-	Испытательный полет.	-		Из-за невключения одного из боковых блоков РН пуск был прекращен, наземная команда приступила к сливу топлива из РН. Через 27 минут невыключенная система контроля КК обнаружила уход КК с расчетной траектории (из-за вращения Земли) и выдала команду на срабатывание САС. При включении РДТТ и отделении КК произошло разрушение 3-й ступени РН, пожар и взрыв, приведший к человеческим жертвам. САС отработала штатно, СА опустился на парашюте на расчетном удалении от старта.
		4Л		Нач. 1967 г.			Пилотируемый полет. Стыковка с КК 3Л.			Полет отложен в связи с пересмотром программы испытаний КК 7К-ОК после аварии РН 14.12.66 г.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
		3Л		Нач. 1967 г.			Пилотируемый полет. Стыковка с КК 4Л.			После аварии РН 14.12.66 г. принято решение о переоборудовании КК 3Л в беспилотный вариант для испытания в одиночном полете.
3	Космос-140	3Л	6 450	07.02.67 / 09.02.67	51,6 град 169 х 216 км	1с 23ч 32м	Второй испытательный полет. При успешном осуществлении следующий полет должен был быть пилотируемым со стыковкой и переходом космонавтов из одного КК в другой.	-		Неполадки в системе ориентации привели к перерасходу топлива и невозможности выдерживать нужную ориентацию СБ на Солнце. Кроме того, из-за неисправности в системе управления спуск СА происходил по нерасчетной баллистической траектории. СА при посадке пробил лед и затонул в Аральском море. После поднятия обнаружилось, что при разделении отсеков был поврежден теплозащитный экран на днище СА, что привело к прогоранию в днище отверстия размером примерно 30х10 мм. Полет признан «достаточно успешным».
4	Союз-1	4Л	6 450	23.04.67 / 24.04.67	50,8 град 197 х 223	1с 02ч 48м	Первый пилотируемый полет КК «Союз». Задачи: стыковка с КК «Союз-2», переход 2-х космонавтов из «Союза-2» в «Союз-1».	**Комаров В.М.** *Дублер:* Гагарин Ю.А. *Запасной:* Береговой Г.Т.	Рубин Кедр Аргон	КК имел «активный» стыковочный узел. Одна из СБ не раскрылась, что привело к недостатку электроэнергии и сложностям в маневрировании. Неполадки в системе ориентации вынудили принять решение об отмене запуска КК «Союз-2», а также о прекращении полета КК «Союз-1» через сутки полета. При спуске не вышел основной парашют, что привело к снижению СА с высокой скоростью. После выпуска запасного парашюта произошло скручивание стропов запасного и тормозного парашютов. Перед касанием земли сработали РДТТ мягкой посадки, оставшиеся внутри парашютного отека из-за невыхода парашюта. СА ударился с большой скоростью о Землю и сгорел. В.Комаров погиб.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
	Союз-2	5Л		24.04.67	-	-	Задача: стыковка с КК «Союз-1», переход двух космонавтов (Хрунов и Елисеев) в скафандрах в КК «Союз-1».	Быковский В.Ф. Хрунов Е.В. Елисеев А.С. *Дублеры:* Николаев А.Г. Горбатко В.В. Кубасов В.Н. *Запасной экипаж:* Шаталов В.А. Колодин П.И. Волков В.Н.	Ястреб Сокол Амур	Полет отменен из-за неполадок в системах КК «Союз-1». КК 5Л переоборудован в беспилотный вариант («Космос-188»).
5	Космос-186	6Л	6 530	27.10.67 / 31.10.67	51,6 град 179 x 223 км	3с 22ч 49м	Автоматическая стыковка с КК «Космос-188».			Автоматическая стыковка с КК «Космос-188» выполнена со второй попытки. Стыковка электроразъемов не произошла, так как не удалось осуществить жесткое стягивание КК. Спуск КК при возвращении выполнен по баллистической траектории из-за ошибки датчика ориентации.
6	Космос-188	5Л	6 530	30.10.67 / 02.10.67	51,7 град 180 x 247 км	3с 00ч 58м	Автоматическая стыковка с КК «Космос-186».			Автоматическая стыковка с КК «Космос-188» выполнена со второй попытки. Из-за ошибок в работе системы ориентации спуск происходил по нерасчетной траектории. Из-за большого отклонения сработала система автоподрыва КК.
7	Космос-212	8Л	6 500	14.04.68 / 19.04.68	51,6 град 180 x 200 км	4с 22ч 50м	Автоматическая стыковка с КК «Космос-213».			Полностью успешный полет. Нормальная работа всех систем, успешная стыковка и возвращение КК.
8	Космос-213	7Л	6 500	15.04.68 / 20.04.68	51,7 град 188 x 254 км	5с 00ч 37м	Автоматическая стыковка с КК «Космос-212».			Полностью успешный полет. Нормальная работа всех систем, успешная стыковка и возвращение КК.
9	Космос-238	9Л	6 520	28.08.68 / 01.09.68	51,7 град 203 x 210 км	3с 23ч 04м	Окончательные испытания КК перед пилотируемым полетом.			Полностью успешный полет. Нормальная работа всех систем.
10	Союз-2	11Л	6 450	25.10.68 / 28.10.68	51,7 град 191 x 229	2с 22ч 51м	Стыковка с КК «Союз-3».			Беспилотный КК, являвшийся мишенью для стыковки «Союза-3». Стыковку осуществить не удалось.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
11	Союз-3	10Л	6 575	26.10.68 / 30.10.68	51,7 град 183 х 205 км	3с 22ч 51м	Стыковка с беспилотным КК «Союз-2».	Береговой Г.Т. *Дублер:* Шаталов В.А. *Запасной:* Волынов Б.В.	Аргон Амур Байкал	Береговому не удалось осуществить стыковку из-за ошибок в ручном управлении и перерасхода топлива при первой же попытке стыковки.
12	Союз-4	12Л	6 625	14.01.69 / 17.01.69	51,7 град 213 х 224 км	2с 23ч 21м	Стыковка с КК «Союз-5».	**СТАРТ:** Шаталов В.А. *Дублер:* Шонин Г.С. *Запасной:* Добровольский Г.Т. **ПОСАДКА:** Шаталов В.А. Хрунов Е.В. Елисеев А.С.	Амур Антей Янтарь	16.01.69 КК успешно стыковался с КК «Союз-5». Хрунов и Елисеев перешли в скафандрах через открытый космос из КК «Союз-5» в КК «Союз-4». Длительность пребывания в открытом космосе – около 1 ч. Полет КК в состыкованном состоянии длился 4ч 35м.
13	Союз-5	13Л	6 585	15.01.69 / 18.01.69	51,7 град 196 х 212 км	3с 00ч 54м (Елисеев и Хрунов – 1с 23ч 46м)	Стыковка с КК «Союз-4». Переход двух космонавтов через открытый космос в «Союз-4».	**СТАРТ:** Волынов Б.В. Хрунов Е.В. Елисеев А.С. *Дублеры:* Филипченко А.В. Горбатко В.В. Кубасов В.Н. *Запасной экипаж:* Куклин А.П. Волков В.Н. Колодин П.И. **ПОСАДКА:** Волынов Б.В.	Байкал Буран Янтарь	Успешная стыковка 16.01.69. Хрунов и Елисеев перешли из КК «Союз-5» в КК «Союз-4». При посадке КК «Союз-5» СА не отделился от ПАО, в результате вход в атмосферу был выполнен связкой СА-ПАО, СА впереди, ПАО сзади. При начале торможения ПАО отделился, и СА занял нормальное положение теплозащитным экраном вперед. При касании Земли не сработали РДТТ мягкой посадки, Волынов получил травму челюсти.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
14	Союз-6	14Л	6 577	11.10.69 / 16.10.69	51,6 град 212 x 218 км	4с 22ч 43м	Проведение научных экспериментов. Киносъемка стыковки КК «Союз-7» и «Союз-8».	Шонин Г.С. Кубасов В.Н. *Дублеры:* Шаталов В.А. Елисеев А.С. *Запасной:* Гречко Г.М.	Антей Гранит	Групповой полет совместно трех КК: «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8». КК «Союз-6» не имел стыковочного узла. Экипаж КК «Союз-6» должен был выполнить видеосъемку процесса стыковки КК «Союз-7» и «Союз-8». Научные эксперименты были выполнены успешно, но стыковка КК «Союз-7» и «Союз-8» не состоялась.
15	Союз-7	15Л	6 570	12.10.69 / 17.10.69	51,7 град 210 x 223 км	4с 22ч 40м	Стыковка с КК «Союз-8», переход двух космонавтов в «Союз-8».	Филипченко А.В. Горбатко В.В. Волков В.Н. *Дублеры:* Шаталов В.А. Елисеев А.С. Колодин П.И. *Запасной:* Гречко Г.М.	Буран Гранит	Горбатко и Волков должны были после стыковки перейти в КК «Союз-8», а Елисеев – в КК «Союз-7». Из-за отказа электроники в системе сближения эксперимент по стыковке и переходу не состоялся.
16	Союз-8	16Л	6 646	13.10.69 / 18.10.69	51,7 град 201 x 227 км	4с 22ч 51м	Стыковка с КК «Союз-7», переход одного космонавта в «Союз-7».	Шаталов В.А. Елисеев А.С. *Дублеры:* Николаев А.Г. Севастьянов В.И. *Запасной:* Гречко Г.М.	Гранит Сокол	Елисеев должен был после стыковки перейти в КК «Союз-7», а Горбатко и Волков – в КК «Союз-8». Из-за отказа электроники в системе сближения эксперимент по стыковке и переходу не состоялся.
	Союз-9	17Л		09.70			Пассивный КК для испытаний системы «Контакт» в паре с КК №18Л.	Филипченко А.В. Гречко Г.М. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Яздовский В.А.	Буран Урал	В декабре 1969 г. было принято решение об использовании КК для длительного полета («Союз-9»).
	Союз-10	18Л		09.70			Активный КК для испытаний системы «Контакт» в паре с КК №17Л.	Воробьев Л.В. Рукавишников Н.Н. *Дублеры:* Добровольский Г.Т. Макаров О.Г.	Атлант Янтарь	В декабре 1969 г. полет был перенесен на более поздний срок.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата старта / посадки	Параметры орбиты	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
	Союз-11	19Л		1 кв. 1971 г.			Пассивный КК для испытаний системы «Контакт» в паре с КК №20Л.			В декабре 1969 г. полет был перенесен на более поздний срок.
	Союз-12	20Л		1 кв. 1971 г.			Активный КК для испытаний системы «Контакт» в паре с КК №19Л.			В декабре 1969 г. полет был перенесен на более поздний срок.
17	Союз-9	17Л	6 590	01.06.70 / 19.06.70	51,6 град 176 x 227	17с 16ч 59м	Длительный пилотируемый полет.	Николаев А.Г. Севастьянов В.И. *Дублеры:* Филипченко А.В. Гречко Г.М. *Запасной экипаж:* Лазарев В.Г. Яздовский В.А.	Сокол Буран Урал	Полет осуществлен для побития рекорда длительности космического полета, установленного США в декабре 1965 г. в полете КК «Gemini 7» (13с 18ч 35м).
	Союз-10	18Л		конец. 1971 г.			Активный КК для отработки системы «Контакт» в паре с КК №19Л. Имитация действий по сближению ЛК с ЛОК на окололунной орбите.	Филипченко А.В. Гречко Г.М. *Дублеры:* Воробьев Л.В. Яздовский В.А. *Запасной экипаж:* Лазарев В.Г. Макаров О.Г.	Буран Атлант Урал	Полет отменен в июле 1971 г. КК переоборудован по варианту 7К-Т.
	Союз-11	19Л		конец. 1971 г.			Пассивный КК для отработки системы «Контакт» в паре с КК №18Л.	-		Беспилотный КК. Полет отменен в июле 1971 г. КК переоборудован по варианту 7К-Т.
	Союз-12	20Л					Повторение полета по программе КК 18Л.			Изготовление КК не завершено. Задел использован для изготовления КК 7К-Т.
	Союз-13	21Л					Повторение полета по программе КК 19Л.	-		Изготовление КК не завершено. Задел использован для изготовления КК 7К-Т.

5.2. КК «Союз» военного назначения

В программе «Союз», представленной С.П. Королевым в Экспертную Комиссию 20.03.63 г., кроме проекта облета Луны Л1 (7К-9К-11К, см. п. 3.2) было предложено еще 2 варианта КК военного назначения – КК «Союз-П» и ОКС «Союз-Р». Оба проекта Комиссией были одобрены, но переданы из ОКБ-1 в Филиал №3 Д.И. Козлову, уже работавшему по проекту «Зенит». Формальным основанием для передачи послужила большая загруженность ОКБ-1 работами по КК «Восход», РН Н-1 и ряду АМС.

5.2.1. 7К-П «Союз-П»

7К-П «Союз-П» (перехватчик) – проект ОКБ-1, вариант КК «Союз А» для перехвата, инспекции и, возможно, уничтожения вражеских спутников. Экипаж 2 человека. Длина КК – 6,5 м, максимальный диаметр – 2,7 м. Герметичный объем отсеков – 13 м^3. Масса – 6 700 кг.

Предусматривалось, что КК «Союз-П» стыкуется на орбите ИСЗ с «буксиром» 9К («Союз Б»), используя для его заправки «танкеры» 11К («Союз-В») по схеме «лунного варианта». Планировалось, что с помощью «буксира» КК «Союз П» сможет выполнять перехват и инспекцию спутников, находящихся на орбитах высотой до 6 000 км. После сближения с перехватываемым спутником один из космонавтов должен был выйти из КК в открытый космос, приблизиться к спутнику, произвести осмотр и, при необходимости, вывести его из строя или установить взрывное устройство для уничтожения.

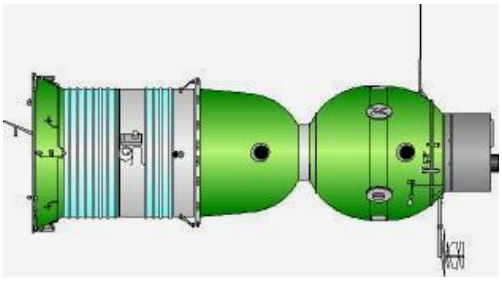


Рис. 1.78. КК «Союз-П»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

Работы по КК «Союз-П» начались в филиале №3 в 1964 году. Вскоре Д.И.Козлов предложил изменить концепцию корабля-перехватчика. Выход космонавта из КК для осмотра чужого спутника был признан рискованным, так как спутник мог иметь систему защиты от таких инспекций и взорваться при приближении космонавта. Вместо КК «Союз-П» Филиал №3 начал разрабатывать КК «Союз-ППК».

5.2.2. 7К-ППК «Союз-ППК»

7К-ППК «Союз-ППК» – пилотируемый перехватывающий корабль. Проект предложен Филиалом №3 в качестве альтернативы КК «Союз-П». Вместо бытового отсека устанавливается пусковое устройство с восемью небольшими ракетами с головками самонаведения. Как и в случае КК «Союз-П», экипаж выполняет сближение с инспектируемым объектом, но космонавты не выходят из КК, а производят осмотр, пользуясь имеющейся на борту аппаратурой. В случае принятия решения об уничтожении вражеского спутника, космонавты отводят свой КК на расстояние около 1 км и запускают одну из ракет для подрыва спутника.

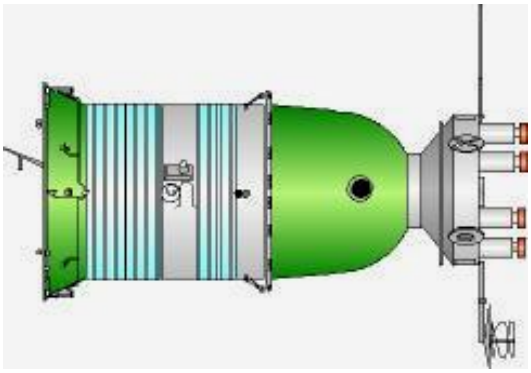


Рис. 1.79. КК «Союз-ППК»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

Запуск КК 7К-ППК на орбиту должен был производиться с помощью РН 11А514.

В отличие от варианта «Союз-П», КК «Союз-ППК» не имел бытового отсека со стыковочным узлом, поэтому не мог использоваться в связке с буксиром «Союз Б», что, естественно, ограничивало возможности перехвата.

Работы по КК «Союз-ППК» были прекращены в марте 1965 года в связи с успешным испытанием беспилотных спутников-перехватчиков «Полет-1» и «Полет-2», разработанных в ОКБ-52 под руководством В.Н. Челомея.

5.2.3. 7К-Р «Союз-Р» (11Ф71)

7К-Р «Союз-Р» (разведчик) – проект мини-ОКС на базе КК «Союз А» для ведения разведки с орбиты ИСЗ (проект ОКБ-1). Блок «Союз-Р» должен был использоваться в парных запусках с КК «Союз А» (или «Союз-П»), образуя после стыковки с КК орбитальную космическую станцию (ОКС) массой около 13 т, длиной 15 м и с герметичным объемом около 31 м^3. ОКС имела возможности орбитального маневрирования. В блоке «Союз-Р» монтировалась аппаратура для ведения фото- и радиоэлектронной разведки. Запуск на орбиту ОКС «Союз-Р» должен был выполняться РН 11А511.

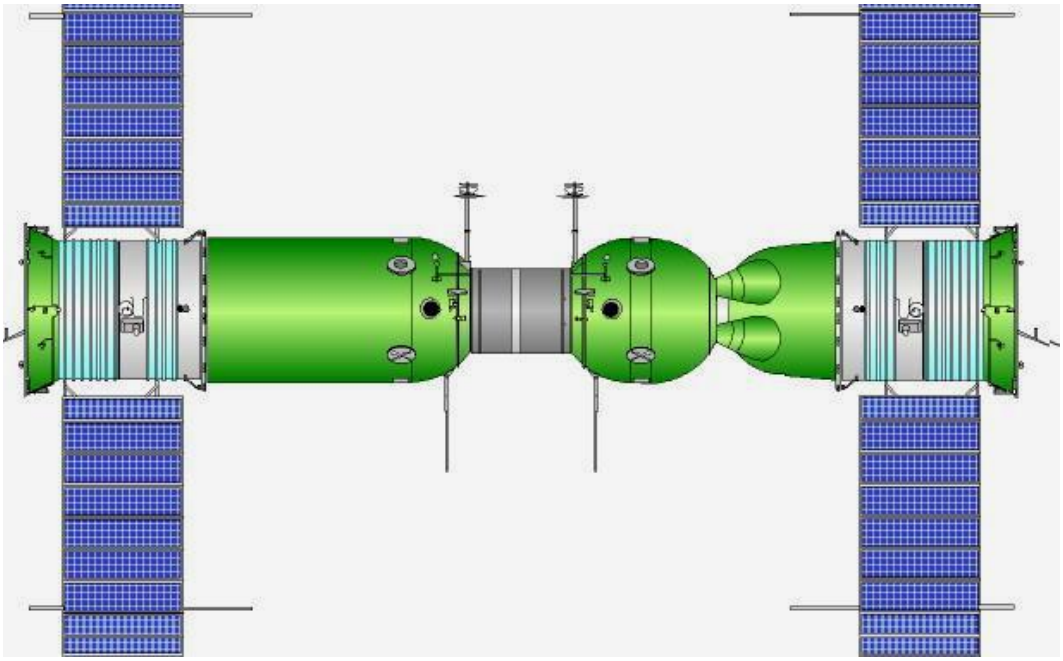


Рис. 1.80. ОКС «Союз-Р» с транспортным кораблем «Союз-П»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

При разработке в Филиале №3 базовый блок ОКС «Союз-Р» получил обозначение 11Ф71.

Работы по ОКС «Союз-Р» были включены в очередной «Пятилетний план развития народного хозяйства на 1964-1969 годы». Однако, программа ОКС «Союз-Р» не была реализована из-за появления конкурирующего проекта ОКБ-52: в октябре 1964 года Главный конструктор В.Н. Челомей предложил свою новую разработку – ОПС «Алмаз» массой 20 т, выводимую на орбиту создававшейся в ОКБ-52 новой ракетой УР-500 (РН «Протон»). Таким образом, в 1965 году в СССР одновременно велись работы по двум военным ОКС одинакового назначения. В марте 1966 года В.Н. Челомей добился принятия решения о закрытия проекта «Союз-Р». Обозначение 11Ф71 было передано ОПС «Алмаз».

5.2.4. 7К-ТК «Союз-ТК» (11Ф72)

Вместо КК «Союз П» в качестве транспортного средства для ОКС 11Ф71 Филиалом №3 был предложен новый. вариант модифицированного КК «Союз» – КК «Союз-ТК» 11Ф72.

Основное отличие КК «Союз-ТК» от базового варианта КК «Союз» заключалось в конструкции стыковочного узла, внутри которого должен был располагаться люк, что позволило бы космонавтам после стыковки переходить из КК в ОКС без скафандров. Запуск на орбиту КК «Союз-ТК» должен был выполняться РН 11А511.

После закрытия проекта ОКС «Союз-Р» в марте 1966 г. работа Филиала №3 ЦКБЭМ по КК «Союз-ТК» 11Ф72 продолжалась, так как в решении о создании ОПС «Алмаз» вместо ОКС «Союз-Р» было определено, что транспортным КК для новой ОПС остается КК «Союз-ТК». В 1969 году В.Н. Челомей настоял на замене «Союза-ТК» транспортным КК ТКС собственной разработки, отобрав для него и обозначение 11Ф72.

5.2.5. 7К-ВИ «Союз-ВИ» (11Ф73)

Главный конструктор Филиала №3 ЦКБЭМ Д.И. Козлов, предвидя поражение в конкурентной борьбе с ОКБ-52 за создание ОКС, уже в 1965 году вышел в Министерство обороны с новым проектом военного КК, предназначенного для автономных полетов. Проект был поддержан, и в августе 1965 году Филиалу №3 была поручена разработка КК 7К-ВИ (7К военно-исследовательский). В соответствии с проектом пилотируемые полеты этого КК должны были начаться в 1967 году.

7К-ВИ «Союз-ВИ» (11Ф73) – военно-исследовательский пилотируемый КК, разрабатывавшийся на базе КК 7К-ОК «Союз». Экипаж – 2 человека. Масса КК – 6,6 т, продолжительность полета – 30 суток. В орбитальном отсеке устанавливается скорострельная пушка для уничтожения спутников противника.

5.2.6. 7К-ВИ «Звезда» (11Ф73)

Первоначальная конструктивная схема КК 11Ф73 в основном повторяла конструкцию КК 7К-ОК «Союз», однако, из-за продолжавшихся трудностей с отработкой систем базового КК Д.И. Козлов пришел к необходимости изменить не только некоторые конструктивные решения и системы, но и компоновку КК целиком. Вскоре после катастрофы КК «Союз-1», которая произошла 24.04.67 г., Д.И.Козлов утвердил решение о переделке конструкции, и в июле 1967 года был подготовлен проект нового КК 7К-ВИ, получившего название «Звезда». За КК «Звезда» был сохранен индекс 11Ф73.

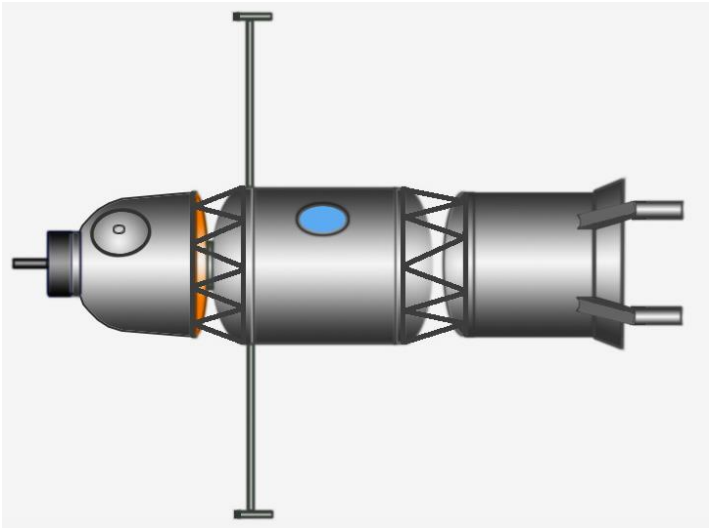


Рис. 1.81. КК 7К-ВИ «Звезда» 11Ф73

В КК «Звезда» по сравнению с КК «Союз-ВИ» были произведены следующие изменения:

– спускаемый аппарат и орбитальный отсек размещаются в обратном порядке, то есть при старте самым верхним размещается СА, затем бытовой (орбитальный) отсек, и затем приборно-агрегатный отсек;
– для перехода из СА в БО в днище спускаемого аппарата и в тепло-защитном экране сделан люк диаметром около 800 мм;
– вместо солнечных батарей устанавливаются радиоизотопные источники энергии в капсулах, которые как при аварии, так и при нормальном завершении полета отбрасываются и затем разыскиваются поисково-спасательной службой.

Масса КК 6,7 т, длина 8,0 м, максимальный диаметр 2,8 м. Объем герметичных отсеков – 12 м^3. Экипаж КК – 2 человека. Длительность автономного полета – 30 суток.

В связи с тем, что в случае аварии от РН необходимо уводить только СА (вместо связки БО+СА на КК «Союз»), в системе аварийного спасения предполагалось использовать менее мощные и более легкие РДТТ САС.

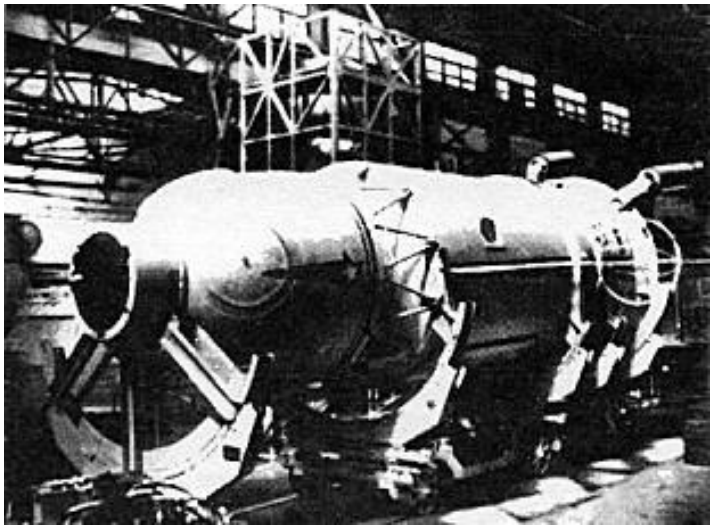


Рис. 1.82. КК 7К-ВИ «Звезда» в сборочном цехе Филиала №3 ОКБ-1
Фото Маринина И.А.

Для выведения КК 11Ф73 «Звезда» на орбиту была разработана модификация РН 11А511 – 11А511М.

В сентябре 1966 года для выполнения полетов на КК 11Ф73 «Звезда» была сформирована группа космонавтов в составе: Попович П.Р., Колесников Г.М., Губарев А.А., Белоусов Б.Н., Артюхин Ю.П., Гуляев В.И. Позднее состав группы расширялся и дополнялся.

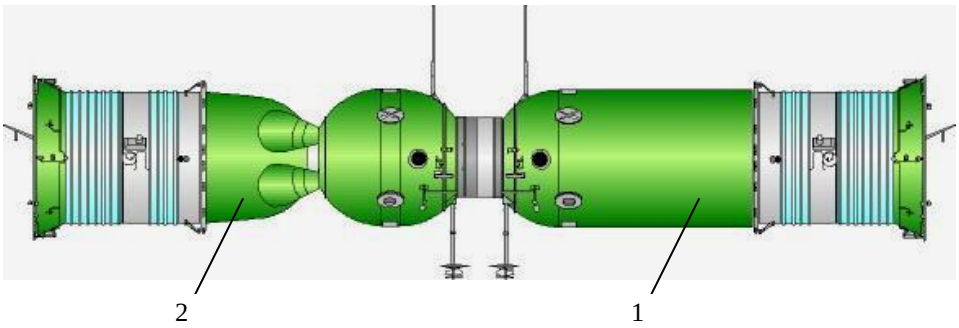
Разработка КК 7К-ВИ «Звезда» в конце 1967 года близилась к этапу летных испытаний, когда преемник С.П. Королева Главный конструктор ЦКБЭМ (до марта 1966 г. – ОКБ-1) Мишин В.П. выступил с энергичной критикой проекта, главным образом, из-за люка в теплозащитном экране. Доказывая технический риск такого решения, так же, как и рискованность использования радиоактивных источников энергии, В.П.Мишин предложил альтернативный проект орбитальной исследовательской станции (ОИС) 7К-ВИ 11Ф730 с транспортным КК 11Ф732.

5.2.7. ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730)

ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730) – орбитальная исследовательская станция военного назначения. Фактически проект ОИС «Союз-ВИ» являлся возвращением к проекту 1963 года ОКС «Союз-Р».

Проект ОИС «Союз-ВИ» был выдвинут ЦКБЭМ, как попытка сохранить ведущее положение по отношению к Филиалу №3, получившего поддержку Министерства обороны по проекту военно-исследовательского КК «Союз-ВИ» 11Ф73. Проект ОИС был представлен как расширение проекта Филиала №3, как по составу, так и по возможностям. В связи с этим было предложено для ОИС сохранить название «Союз-ВИ» и присвоить индекс 11Ф730, как логическое расширение проекта 11Ф73.

ОИС должна была выводиться на орбиту высотой 250 х 270 км с наклонением 51,6º. Расчетный срок работы 30 суток. По проекту ОИС состоит из орбитального блока ОБ-ВИ 11Ф731 и транспортного КК 7К-С 11Ф732. Разработка орбитального блока была поручена Филиалу №3, у которого существовал задел по орбитальной станции «Союз-Р», разработку КК 11Ф732 ЦКБЭМ оставило себе.



1 – орбитальный блок ОБ-ВИ 11Ф731
2 – транспортный КК 11Ф732

Рис. 1.83. ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

5.2.7.1. ОБ-ВИ (11Ф731)

ОБ-ВИ 11Ф731 – орбитальный блок ОИС «Союз-ВИ» 11Ф730, разработанный на базе проекта «Союз-Р» 11Ф71. Должен был нести 700-1 000 кг научной и специальной (военно-разведывательной) аппаратуры. Имел корректировочно-тормозную двигательную установку и стыковочный узел с внутренним переходом. Работы по базовому блоку 11Ф731 прекращены в феврале 1970 года в связи с развертыванием работ по долговременной орбитальной станции 17К «Заря».

5.2.8. Комплекс 11Ф711

Так как КК «Союз-ТК», разрабатывавшийся Филиалом №3 ОКБ-1, до 1969 года являлся утвержденным транспортным средством для ОПС «Алмаз», возможность стыковки с ОПС была предусмотрена как для КК «Союз-ТК» (11Ф72), так и для КК 7К-ВИ «Звезда» (11Ф73).

Комплекс в составе ОПС «Алмаз» 11Ф71 и КК 11Ф73 «Звезда» получил обозначение 11Ф711.

5.3. Транспортные КК «Союз»

В 1969 году в связи с развертыванием работ по долговременной орбитальной станции (ДОС-7К) началась разработка транспортного КК 7К-Т на базе КК «Союз» 7К-ОК для доставки на станцию сменных экипажей и необходимых грузов.

5.3.1. 7К-Т «Союз» (11Ф615А8 трехместный)

7К-Т «Союз» (11Ф615А8 трехместный) – начальный вариант транспортного космического корабля для доставки на орбитальную станцию ДОС-7К экипажа и его возвращения на Землю. Основное отличие от КК 7К-ОК – установка специального активного стыковочного узла, обеспечивающего внутренний переход экипажа после стыковки из КК в станцию. Стыковочный узел после стыковки и механической фиксации состыкованных космических аппаратов поворачивался «из плоскости» стыковочных поверхностей, освобождая проход диаметром 0,8 м «в свету». Стартовая масса КК – 6,7-6,8 т. Экипаж – 3 человека без скафандров. Время автономного полета – 3 суток, в составе станции – до 60 суток. Заводская нумерация изготовленных КК начиналась с №31.

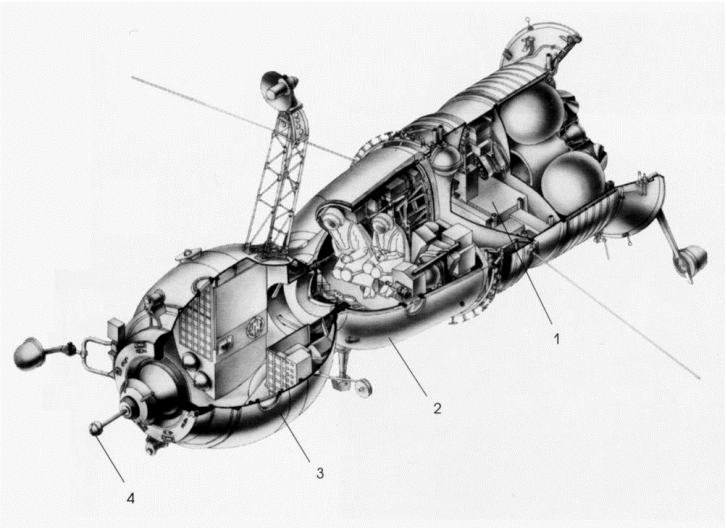
В связи с небольшим количеством отличий от отработанного КК 7К-ОК «Союз», беспилотные испытания КК 7К-Т было решено не проводить. Первый полет КК 7К-Т «Союз-10» состоялся 23-25.04.1971 г. (экипаж В.А. Шаталов, А.С. Елисеев, Н.Н. Рукавишников). Экипаж выполнил сближение и ручную стыковку с ДОС «Салют», но из-за повреждения стыковочного агрегата, полученного при стыковке, перейти в ДОС не смог.

Во втором полете экипаж КК «Союз-11» (Г.Т. Добровольский, В.Н.Волков, В.И. Пацаев) успешно осуществил стыковку и переход в ДОС «Салют». Работа первого экипажа ДОС продолжалась в течение 23 суток, после чего космонавты возвратились в КК, произвели отстыковку от станции и перевели КК на траекторию спуска на Землю. К несчастью, полет закончился трагически – при разделении отсеков открылся клапан выравнивания внутреннего давления, что привело к полной разгерметизации спускаемого аппарата. Экипаж погиб.

5.3.2. 7К-Т «Союз» (11Ф615А8)

7К-Т «Союз» (11Ф615А8) – двухместный вариант КК. Экипаж во время взлета и посадки находится в скафандрах. В СА установлена система поддержания жизнедеятельности космонавтов в скафандрах и система наддува СА на случай разгерметизации. В связи с увеличением массы КК были сняты солнечные батареи, т.к. химические батареи обеспечивали энергопитание систем КК в течение заданной длительности автономного полета – 2 суток. Полетный ресурс КК в составе ДОС составлял 60 суток, а начиная с КК №41 – 90 суток.

В таком варианте изготавливались все КК 7К-Т после трагической гибели экипажа КК «Союз-11». Полеты КК «Союз» 7К-Т 11Ф615А8 выполнялись



1 – ПАО (приборно-агрегатный отсек)
2 – СА (спускаемый аппарат)
3 – БО (бытовой отсек)
4 – активный стыковочный узел

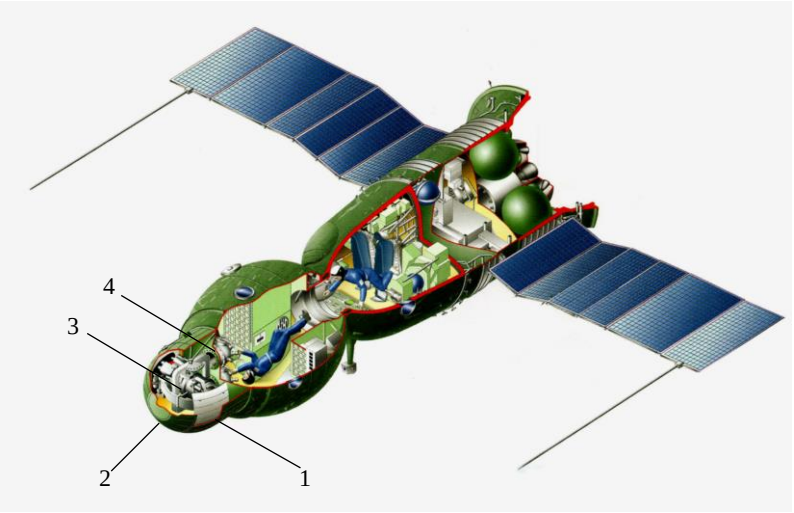
Рис. 1.84. КК 7К-Т «Союз» 11Ф615А8

к орбитальным станциям «Салют» («Заря»), «Салют-4», «Салют-6», «Салют-7». Был осуществлен также ряд автономных полетов КК этого типа. Всего было выполнено 26 запусков КК 11Ф615А8, последний старт состоялся 14.05.71 года – КК «Союз-40», после чего этот КК был заменен модифицированным КК «Союз Т» 7К-СТ 11Ф732.

В табл. 1.15 приведен список всех запусков КК «Союз» 7К-Т 11Ф615А8.

5.3.3. 7К-Т(АФ) «Союз» (11Ф615А8)

Один из КК 7К-Т «Союз» был переоборудован для астрофизических наблюдений звезд и Земли, для чего в передней части бытового отсека был смонтирован дополнительный негерметичный отсек – купол обсерватории, в котором размещался телескоп «Орион-2». В комплекс оборудования «Орион-2» входил менисковый телескоп, блок спектрографов, солнечная рентгеновская камера, звездные датчики, солнечный датчик. Аппаратура «Орион-2» позволяла проводить съемку звезд в ультрафиолетовом диапазоне, а также спектрозональную фотосъемку различных участков поверхности Земли. Зарядка и перезарядка кассет с пленкой производилась экипажем из бытового отсека посредством специального шлюза.



1 – тепловой экран
2 – купол обсерватории3
3 – телескоп «Орион-2»
4 – шлюз для перезарядки фотокассет

Рис. 1.85. КК 7К-Т(АФ) «Союз-13»

Полет этого КК, получившего порядковое наименование «Союз-13» состоялся в декабре 1973 года.

5.3.4. 7К-ТА «Союз» (11Ф615А9)

7К-ТА «Союз» (11Ф615А9) – двухместный вариант КК, предназначенный для полетов к ОПС «Алмаз». Основное отличие от КК 7К-Т 11Ф615А8 заключалось в конструкции антенны системы стыковки «Игла». Эта антенна перед самой стыковкой с ОПС откидывалась назад, что позволяло избежать столкновения с солнечными батареями и антеннами станции.

Вариант КК 7К-Т для полетов к ОПС стал разрабатываться в 1973 году, когда ОПС «Алмаз» была практически готова, а разработка транспортного КК ТКС задерживалась. До завершения отработки ТКС для полетов к ОПС «Алмаз» было решено использовать модифицированный КК «Союз», получивший обозначение 7К-ТА 11Ф615А9. Заводская нумерация КК начиналась с №61Л.

КК 7К-ТА «Союз» 11Ф615А9 совершал полеты к двум ОПС «Алмаз», получившим названия «Салют-3» и «Салют-5», соответственно.

В табл. 1.16 приведены краткие сведения о запусках КК 7К-ТА «Союз» 11Ф615А9.

Табл. 1.15. Полеты КК «Союз» 7К-Т 11Ф615А8

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
1	Союз-10	31Л		23.04.71-25.04.71	24.04.71	1с 23ч 46м	Первая экспедиция на ОКС «Салют-1». Плановая длительность – 25 суток.	Шаталов В.А. Елисеев А.С. Рукавишников Н.Н. *Дублеры:* Леонов А.А. Кубасов В.Н. Колодин П.И. *Запасной экипаж:* Добровольский Г.Т. Волков В.Н. Пацаев В.И.	Гранит Алмаз Янтарь	Шаталов В.А., Елисеев А.С., Рукавишников Н.Н.	При стыковке из-за поперечного раскачивания КК был погнут штырь стыковочного узла КК. Стягивание КК и ОКС оказалось невозможным. Переход космонавтов в ОКС не состоялся, полет был завершен досрочно.
	Союз-11	32Л		06.06.71			Экспедиция на ОКС «Салют-1». Плановая длительность – 25 суток.	Леонов А.А. Кубасов В.Н. Колодин П.И. *Дублеры:* Добровольский Г.Т. Волков В.Н. Пацаев В.И. *Запасной экипаж:* Губарев А.А. Севастьянов В.И. Воронов А.Ф.	Алмаз Янтарь Зенит		Основной экипаж Леонов А.А. Кубасов В.Н., Колодин П.И. был заменен дублерами из-за болезни Кубасова (неподтвердив-шееся впоследствии подозрение на туберкулез)
2	Союз-11	32Л		06.06.71-30.06.71	07.06.71-29.06.71	23с 18ч 22м	Экспедиция на ОКС «Салют-1». Плановая длительность – 25 суток.	Добровольский Г.Т. Волков В.Н. Пацаев В.И. *Дублеры:* Губарев А.А. Севастьянов В.И. Воронов А.Ф.	Янтарь Зенит	**Добровольский Г.Т., Волков В.Н., Пацаев В.И.**	Длительность сокращена на сутки из-за проблем с самочувствием экипажа. При разделении отсеков во время спуска произошла разгерметизация КК. Экипаж погиб.

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-12	33Л		20.07.71	-	-	Вторая экспедиция на ОКС «Салют-1» длительностью 25-30 суток.	Леонов А.А. Рукавишников Н.Н. Колодин П.И. *Дублеры:* Губарев А.А. Севастьянов В.И. Воронов А.Ф.	Алмаз Зенит		Полет отменен в связи с необходимостью доработки КК. Для испытаний после доработки КК запущен в беспилотном варианте («Космос-496»).
3	Космос-496	33А		26.06.72-02.07.72	-	5с 23ч 01м	Испытания КК 7К-Т, доработанного для устранения возможностей разгерметизации.	-		-	Индекс «А» присвоен в связи с переделкой КК №33Л в беспилотный вариант.
	Союз-13	34Л		август 1972 г.			Первая экспедиция на ДОС 17К №2.	Леонов А.А. Кубасов В.Н. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Запасной экипаж:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Алмаз Урал Зенит		Полет отменен из-за невыхода ДОС №2 на орбиту в результате аварии РН. Решено использовать КК для автономного испытательного полета.
	Союз-14	35Л		октябрь 1972 г.			Вторая экспедиция на ДОС 17К №2.	Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Дублеры:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Урал Зенит		Полет отменен из-за невыхода ДОС №2 на орбиту в результате аварии РН.

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-12	34Л					Автономный испытательный полет.	Леонов А.А. Кубасов В.Н. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Запасной экипаж:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Алмаз Урал Зенит		Полет был назначен после невыхода на орбиту ДОС №2. Отменен в связи с решением выполнить автономный полет КК 7К-Т (АФ) 33Л с астрофизическим телескопом «Орион-2». КК №34Л был переназначен для беспилотного полета.
	Союз-12	35Л		июнь 1973 г.			Первая экспедиция на ДОС 17К №3.	Леонов А.А. Кубасов В.Н. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Запасной экипаж:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Алмаз Урал Зенит		Полеты отменены из-за полного израсходования топлива в системе ориентации ДОС №3 в результате ошибочных действий наземной команды управления. Было решено использовать КК №№35Л и 36Л для беспилотных полетов, а КК №37Л – для автономного пилотируемого полета.
	Союз-13	36Л		август 1973 г.			Вторая экспедиция на ДОС 17К №3.	Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Дублеры:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Урал Зенит		
	Союз-14	37Л		ноябрь 1973 г.			Третья экспедиция на ДОС 17К №3.	Губарев А.А. Гречко Г.М.	Зенит		
4	Космос-573	36Л		15.06.73-17.06.73	-	2с 01ч 12м	Повторные испытания доработанного КК 7К-Т.	-		-	

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-12			июнь 1973 г.			Первая экспедиция на ОПС «Салют-2» («Алмаз»).	Попович П. Р. Артюхин Ю. П. *Дублеры:* Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Запасной экипаж:* Сарафанов Г.В. Дёмин Л.С.	Беркут Байкал		Полет отменен из-за разгерметизации ОПС.
	Союз-13			июль 1973 г.			Вторая экспедиция на ОПС «Салют-2» («Алмаз»).	Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Дублеры:* Дёмин Л. С. Сарафанов Г. В.	Байкал Дунай		Полет отменен из-за разгерметизации ОПС.
5	Союз-12	37Л		27.09.73-29.09.73	-	1с 23ч 16м	Первый пилотируемый испытательный полет доработанного КК 7К-Т.	Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Дублеры:* Губарев А.А. Гречко Г.М.	Урал Зенит	Лазарев В.Г., Макаров О.Г.	Полет прерван досрочно из-за неполадок в системах КК.
6	Космос-613	34А		30.11.73-28.01.74		60с 00ч 09м	Испытания КК на длительность полета.				Индекс «А» присвоен в связи с переделкой КК №34Л в беспилотный вариант.
	-	35А									Индекс «А» был присвоен в связи с переделкой КК №35Л в беспилотный вариант. В связи с исчерпанием ресурса систем КК не был допущен для полета и был использован для стендовой отработки САС по программе «Союз-Apollo».

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-13	7К-Т (АФ)33Л		декабрь 73	-	-	Астрофизические фотосъемки с помощью установки «Орион-2».	Воробьев Л.В. Яздовский В.А. *Дублеры:* Климук П.И. Лебедев В.В.	Атлант Кавказ	-	Основной экипаж – Воробьев и Яздовский переведены в дублеры незадолго до старта из-за психологической несовме-стимости, проявившейся на комплексной тренировке.
7	Союз-13	7К-Т (АФ)33Л		18.12.73-26.12.73	-	7с 20ч 56м	Астрофизические фотосъемки с помощью установки «Орион-2».	Климук П.И. Лебедев В.В. *Дублеры:* Воробьев Л.В. Яздовский В.А.	Кавказ Атлант	Климук П.И., Лебедев В.В.	Второй КК с номером 33Л (первый был переименован в 33А). Номер присвоен в связи с решением не нарушать порядок нумерации КК, предназначенных для полетов к ДОС. КК изготовлен по проекту 7К-Т (АФ).
8	Союз-17	38Л		10.01.75-09.02.75	12.01.75-09.02.75	29с 13ч 20м	Первая экспедиция на ОКС «Салют-4» длительностью 28 суток.	Губарев А.А. Гречко Г.М. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Запасной экипаж:* Климук П.И. Севастьянов В.И.	Зенит Урал Кавказ	Губарев А.А., Гречко Г.М.	

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
9	Союз-18-1[1]	39Л		05.04.75	-	21м	Вторая экспедиция на ОКС «Салют-4» длительностью 28 суток.	Лазарев В.Г. Макаров О.Г. *Дублеры:* Климук П.И. Севастьянов В.И. *Запасной экипаж:* Ковалёнок В.В. Пономарев Ю.А.	Урал Кавказ Фотон	Лазарев В. Г., Макаров О. Г	Авария РН на участке работы 3-й ступени. После срабатывания САС спускаемый аппарат КК совершил спуск с перегрузками до 21,3g и посадку на склоне горы на Алтае.
10	Союз-18	40Л		24.05.75-26.07.75	26.05.75-26.07.75	62с 23ч 20м	Вторая экспедиция на ОКС «Салют-4» длительностью 28 суток.	Климук П.И. Севастьянов В.И. *Дублеры:* Ковалёнок В.В. Пономарев Ю.А.	Кавказ Фотон	Климук П. И., Севастьянов В. И.	В связи с тем, что очередной КК не был готов, а ресурс ДОС не был исчерпан, экспедиция была продлена еще на 35 суток.
11	Союз-21	41Л		06.07.76-24.08.76	07.07.76-24.08.76	49с 06ч 24м	Экспедиция на ОПС «Алмаз» «Салют-5»	Волынов Б.В. Жолобов В.М. *Дублеры:* Зудов В.Д. Рождественский В.И. *Запасной экипаж:* Горбатко В.В. Глазков Ю.Н.	Байкал Радон Терек	Волынов Б. В. Жолобов В. М.	КК использован для выполнения длительного полета на ОПС «Алмаз».
12	Союз-25	42Л		09.10.77-11.10.77	-	2с 00ч 45м	Первая экспедиция на ОКС «Салют-6»	Ковалёнок В.В. Рюмин В.В. *Дублеры:* Романенко Ю.В. Иванченков А.С. *Запасной экипаж:* Ляхов В.А. Гречко Г.М.	Фотон Таймыр Протон	Ковалёнок В. В., Рюмин В. В.	Экипажу дважды не удалось выполнить стыковку с ОКС.

[1] Номер официально не был присвоен.

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-26			11.77			Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Джанибеков В.А. Колодин П.И. *Дублеры:* Дедков А.И. Пономарев Ю.А.	Памир Завет		Экипажи расформированы в связи с принятием решения включать в экипаж хотя бы одного космонавта, имеющего опыт полетов.
13	Союз-26	43Л		10.12.77-16.01.78	11.12.77-16.01.78	37с 10ч 06м	Первая основная экспедиция на ОКС «Салют-6»	Романенко Ю.В. Гречко Г.М. *Дублеры:* Ковалёнок В.В. Иванченков А.С. *Запасной экипаж:* Ляхов В.А. Рюмин В.В.	Таймыр Фотон Протон	Джанибеков В. А., Макаров О. Г.	Романенко Ю. В. и Гречко Г. М. 19.12.77 г. выполнили выход из ОКС в открытый космос для проверки состояния стыковочного узла после неудачной попытки стыковки КК «Союз-25».
14	Союз-27	44Л		10.01.78-16.03.78	11.01.78-16.03.78	64с 22ч 53м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Джанибеков В.А. Макаров О.Г. *Дублеры:* Ковалёнок В.В. Иванченков А.С.	Памир Фотон	Романенко Ю. В., Гречко Г. М.	Экипаж произвел замену КК для основной экспедиции и возвратился на Землю в КК «Союз-26».
15	Союз-28	45Л		02.03.78-10.03.78	03.03.78-10.03.78	7с 22ч 16м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Губарев А.А. Ремек В. *(ЧССР)* *Дублеры:* Рукавишников Н.Н. Пелчак О. *(ЧССР)*	Зенит Сатурн	Губарев А. А., Ремек В.	Первый полет иностранного космонавта на КК «Союз».

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
16	Союз-29	46Л		15.06.78-03.09.78	16.06.78-03.09.78	79с 15ч 24м	Вторая основная экспедиция на ОКС «Салют-6»	Ковалёнок В.В. Иванченков А.С. *Дублеры:* Ляхов В.А. Рюмин В.В. *Запасной экипаж:* Попов Л.И. Лебедев В.В.	Фотон Протон Днепр	Быковский В. Ф., Йен З.	
17	Союз-31	47Л	6 842	26.08.78-02.11.78	27.08.78-02.11.78	67с 20ч 13м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Быковский В.Ф. Йен З. *(ГДР)* *Дублеры:* Горбатко В.В. Кёллнер Э. *(ГДР)*	Ястреб Терек	Ковалёнок В. В., Иванченков А. С.	Замена корабля для основной экспедиции. В связи со сжатыми сроками в КК был использован СА от КК 7К-ТМ №76.
18	Союз-32	48Л		25.02.79-13.06.79	26.02.79-13.06.79	108с 04ч 25м	Третья основная экспедиция на ОКС «Салют-6»	Ляхов В.А. Рюмин В.В. *Дублеры:* Попов Л.И. Лебедев В.В. *Запасной экипаж:* Зудов В.Д. Андреев Б.Д.	Протон Днепр Радон	-	В связи с подозрением на неисправность ДУ КК «Союз-32», аналогичную проявившейся в полете КК «Союз-33», экипаж КК «Союз-32» был возвращен на Землю на КК «Союз-34».
19	Союз-33	49Л	6 857	10.04.79-12.04.79	-	1с 23ч 01м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Рукавишников Н.Н. Иванов Г. *(Болгария)* *Дублеры:* Романенко Ю.В. Александров А. *(Болгария)*	Сатурн Таймыр	Рукавишников Н.Н., Иванов Г.	Из-за неисправности основной ДУ стыковку с ОКС произвести не удалось.

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз-34	50Л		06.79			Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Кубасов В.Н. Фаркаш Б. *(Венгрия)* *Дублеры:* Джанибеков В.А. Мадьяри Б. *(Венгрия)*	Орион Памир		Полет перенесен на май 1980 г. из-за неисправностей, выявившихся в полете КК «Союз-33».
20	Союз-34	50Л	6 860	06.06.79-19.08.79	07.06.79-19.08.79	73с 18ч 17м	КК запущен без экипажа для замены КК «Союз-32».	-		Ляхов В. А., Рюмин В. В.	
21	Союз-35	51Л	6 845	09.04.80-03.06.80	10.04.80-03.06.80	55с 01ч 28м	Четвертая основная экспедиция на ОКС «Салют-6»	Попов Л.И. Рюмин В.В. *Дублеры:* Зудов В.Д. Андреев Б.Д.	Днепр Радон	Кубасов В. Н., Фаркаш Б.	При посадке не сработали двигатели мягкой посадки, но экипаж не пострадал. Кратковременная перегрузка при касании достигла 30g.
22	Союз-36	52Л	6 857	26.05.80-31.07.80	27.05.80-31.07.80	65с 20ч 54м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Кубасов В.Н. Фаркаш Б. *(Венгрия)* *Дублеры:* Джанибеков В.А. Мадьяри Б. *(Венгрия)*	Орион Памир	Горбатко В. В., Фам Туан	Экипаж произвел замену КК для основной экспедиции и возвратился на Землю в КК «Союз-35».
23	Союз-37	53Л	6 860	23.07.80-11.10.80	24.07.80-11.10.80	79с 15ч 17м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Горбатко В.В. Фам Туан *(Вьетнам)* *Дублеры:* Быковский В.Ф. Буй Тхань Лием *(Вьетнам)*	Терек Ястреб	Попов Л. И., Рюмин В. В.	Экипаж произвел замену КК для основной экспедиции и возвратился на Землю в КК «Союз-36».

№	Наимено-вание	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
24	Союз-38	54Л	6 853	18.09.80-26.09.80	19.09.80-26.09.80	7с 20ч 43м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Романенко Ю.В. Тамайо Мендес А. *(Куба)* *Дублеры:* Хрунов Е.В. Лопес Фалькон Х.А. *(Куба)*	Таймыр Байкал	Романенко Ю. В., Тамайо Мендес А.	
25	Союз-39	55Л	6 840	22.03.81-30.03.81	23.03.81-30.03.81	7с 20ч 42м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Джанибеков В.А. Гуррагчаа Ж. (*Монголия*) *Дублеры:* Ляхов В.А. Ганзориг М. (*Монголия*)	Памир Протон	Джанибеков В. А., Гуррагчаа Ж.	
26	Союз-40	56Л	6 860	14.05.81-22.05.81	15.05.81-22.05.81	7с 20ч 42м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Попов Л.И. Прунариу Д. (*Румыния*) *Дублеры:* Романенко Ю.В. Дедиу Д. (*Румыния*)	Днепр Таймыр	Попов Л. И., Прунариу Д.	

Табл. 1.16. Полеты КК «Союз» 7К-ТА 11Ф615А9

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
1	Космос-656	61Л		27.05.74-29.05.74	-	1с 23ч 46м	Испытания транспортного КК для ОПС «Алмаз».	-		Неудачная стыковка.
2	Союз-14	62Л		03.07.74-19.07.74	05.07.74-19.07.74	15ч 17ч 30м	Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-3».	Попович П.Р. Артюхин Ю.П. *Дублеры:* Волынов Б.В. Жолобов В.М. *Запасной экипаж:* Сарафанов Г.В. Дёмин Л.С.	Беркут Байкал Дунай	
3	Союз-15	63Л		26.08.74-28.08.74	-	2с 00ч 12м	Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-3».	Сарафанов Г.В. Дёмин Л.С. *Дублеры:* Зудов В.Д. Рождественский В.И.	Дунай Радон	Экипаж не смог осуществить стыковку с ОПС.
	Союз-16	64Л					Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-3».	Волынов Б. В. Жолобов В. М.	Байкал	Полет отменен в связи с решением о модификации системы сближения. КК передан для полета к ДОС «Салют-4».
4	Союз-20	64Л		17.11.75-16.02.76	19.11.75-15.02.76	90с 11ч 46м	Беспилотный запуск для испытаний КК с увеличенным ресурсом в составе ДОС «Салют-4».	-		КК был передан в программу ДОС «Салют» (с последующим обменом на КК 11Ф615А8 №41) для подтверждения доработки систем КК с целью увеличения ресурса.
5	Союз-23	65Л		14.10.76-16.10.76	-	2с 00ч 07м	Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-5».	Зудов В.Д. Рождественский В.И. *Дублеры:* Горбатко В.В. Глазков Ю.Н.	Радон Терек	Экипаж не смог осуществить стыковку с ОПС. Посадка произошла на воду в озеро Тенгиз. Экипаж провел в СА около 11 часов в условиях недостатка воздуха.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
6	Союз-24	66Л		07.02.77- 25.02.77	08.02.77- 25.02.77	17с 17ч 26м	Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-5».	Горбатко В.В. Глазков Ю.Н. *Дублеры:* Березовой А.Н. Лисун М.И. *Запасной экипаж:* Козельский В.С. Преображенский В.Е.	Терек Эльбрус Ветер	
	Союз-25	67Л		2-3 кв. 1977 г.			Экспедиция на ОПС «Алмаз» – «Салют-5».	Березовой А.Н. Лисун М.И. *Дублеры:* Козельский В.С. Преображенский В.Е.	Эльбрус Ветер	Полет отменен в связи с израсходованием топлива в системе ориентации ОПС «Салют-5» к моменту готовности КК. КК был использован для полета к ДОС «Салют-6» («Союз-30»).
7	Союз-30	67Л		27.06.78- 05.07.78	28.06.78- 05.07.78	7с 22ч 03м	Экспедиция посещения на ОКС «Салют-6»	Климук П.И. Гермашевский М. *(Польша)* *Дублеры:* Кубасов В.Н. Янковский З. *(Польша)*	Кавказ Орион	

5.3.5. 7К-ТМ «Союз М» (11Ф615А12)

7К-ТМ «Союз М» (11Ф615А12) – двухместный вариант КК, предназначенный для выполнения совместного советско-американского полета по программе «Союз-Apollo». (ЭПАС – экспериментальный полет «Apollo» – «Союз»). Проект «Союз-Apollo» предложен летом 1971 года в числе трех возможных проектов совместных полетов («Союз» – «Apollo», «Союз» – «Skylab», «Apollo» – «Салют») с целью создания и отработки совместимых систем сближения и стыковки. Основным вариантом предлагался проект «Apollo» – «Салют», но, после отказа советской стороны использовать ДОС «Салют» в совместных полетах, была достигнута договоренность о полете КК «Союз» – «Apollo». Эта договоренность была закреплена в «Соглашении между СССР и США о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях», подписанном 24.05.72 г. Председателем Совета министров СССР А.Н.Косыгиным и президентом США Р.Никсоном.

В 1974 году, еще до выполнения полета «Союз – Apollo», министр общего машиностроения С.А.Афанасьев подписал приказ о подготовке предложения о втором совместном полете КК «Союз» и «Apollo», но это предложение не было принято американской стороной.

КК 7К-ТМ отличался от базового варианта 7К-Т установленным андрогинным стыковочным агрегатом, который может выполнять роль как пассивного, так и активного стыковочного узла. Конструкция андрогинного стыковочного узла была разработана специалистами НПО «Энергия» совместно с американскими конструкторами. На КК этого типа была установлена новая система энергопитания, использующая солнечные батареи. Длительность автономного полета была увеличена до 7,5 суток. Масса КК составила 6 790 кг.

Всего было изготовлено 6 КК «Союз М», с номерами от №71Л по №76Л. При завершении первого испытательного полета КК 7К-ТМ №71Л «Космос-638» СА из-за сбоя в системе управления спуском сорвался с управляемого спуска в баллистический. Причина была устранена, испытательный полет решено было повторить запуском КК №72Л.

Для выполнения полетов по программе ЭПАС были назначены четыре экипажа:

Леонов А.А. – Кубасов В.Н.;
Филипченко А.В. – Рукавишников Н.Н.;
Джанибеков В.А. – Андреев Б.Д.;
Романенко Ю.В. – Иванченков А.С.

Для уменьшения разницы в составах атмосфер советского и американского КК (в КК «Apollo» применялась атмосфера чистого кислорода при давлении 0,35 атм., в то время как во всех советских КК штатно обеспечивалась атмосфера, близкая к земной, при давлении 1 атм.), система жизнеобеспечения КК 7К-ТМ поддерживала давление 520 мм рт. ст. (0,68 атм) при повышенном до 40% содержании кислорода. Такая атмосфера создавалась в отсеках КК после выхода на орбиту ИСЗ и поддерживалась до расстыковки с КК «Apollo».

Для перехода экипажей из одного КК в другой был разработан переходной отсек-шлюз, который с одной стороны имел стыковочный узел такой же, как на лунном посадочном модуле LEM, а с другой стороны – андрогинный стыковочный узел. При запуске КК «Apollo» ракетой-носителем Saturn-1B переходной отсек располагался между КК и последней ступенью РН. После выхода на орбиту астронавты, пилотировавшие КК «Apollo», произвели разворот КК, сближение с третьей ступенью РН, стыковку с переходным отсеком-шлюзом и отвод КК от третьей ступени. После этого КК «Apollo» с пристыкованным переходным отсеком был переведен на монтажную орбиту для сближения и стыковки с КК «Союз М», получившем название «Союз-19».

До собственно полета для стыковки с американским КК «Apollo» планировалось провести один беспилотный и два пилотируемых полета для испытаний КК. После сбоя системы управления посадкой в испытательном беспилотном режиме КК №71Л было решено провести повторные беспилотные испытания КК, а количество пилотируемых испытательных полетов сократить с двух до одного. Таким образом, летные испытания КК 7К-ТМ были проведены дважды в беспилотном режиме и один раз в пилотируемом полете («Союз-16»).

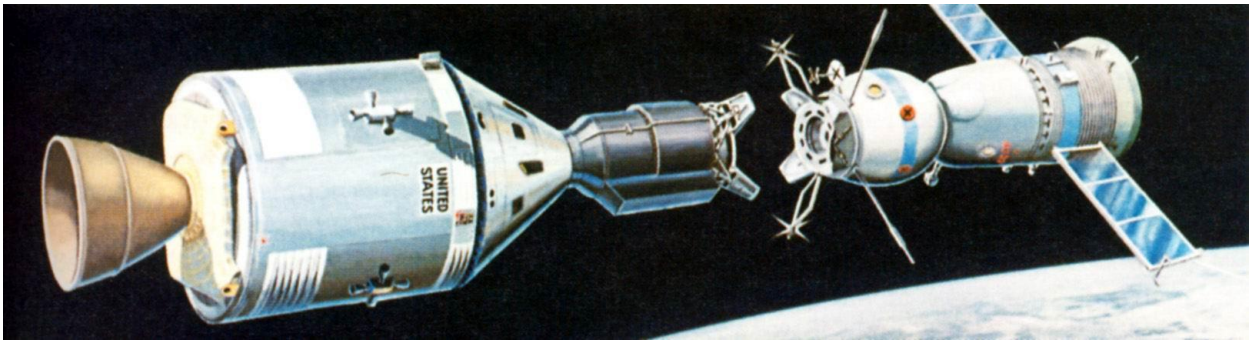


Рис. 1.86. Стыковка КК «Apollo-18» и «Союз-19»

Для осуществления совместного полета и стыковки с КК «Apollo» 15 июля 1976 года был запущен КК №75Л, получивший наименование «Союз-19». КК пилотировался экипажем в составе Леонова А.С. и Кубасова В.Н. В этот же день стартовал КК «Apollo-18» с экипажем в составе Т. Стаффорда, В. Брандта и Д. Слейтона. 17.07.76 г. состоялась стыковка, при которой активным был КК «Apollo-18». 19.07.76 г. КК расстыковались, и в этот же день была произведена повторная стыковка, при которой активным КК был «Союз-19». После расстыковки корабли в течение 3,5 часов совершали совместный полет. КК «Союз-19» возвратился на Землю 21.07.76 г., а КК «Apollo-18» – 25.07.76 г.

При старте и полете КК «Союз-19» еще один КК (№76Л) находился на РН на стартовом столе в полной готовности, правда, РН стояла в незаправленном состоянии. Резервный КК был подготовлен на случай отказа каких-либо систем в КК «Союз-19», что грозило бы срывом программы совместного полета. Но все обошлось благополучно, резервный КК не потребовался, но так как все его системы были подготовлены к полету, и была произведена заправка емкостей двигательных установок, то КК №76Л не мог быть использован без полной переборки. В результате этот КК был разобран. СА был использован в составе КК 7К-Т №47, остальные агрегаты не использовались.

КК №74Л, изготовленный также в варианте 11Ф615А12, позднее был доработан для автономного полета и получил обозначение 7К-ТМ(Ф) «Союз-22».

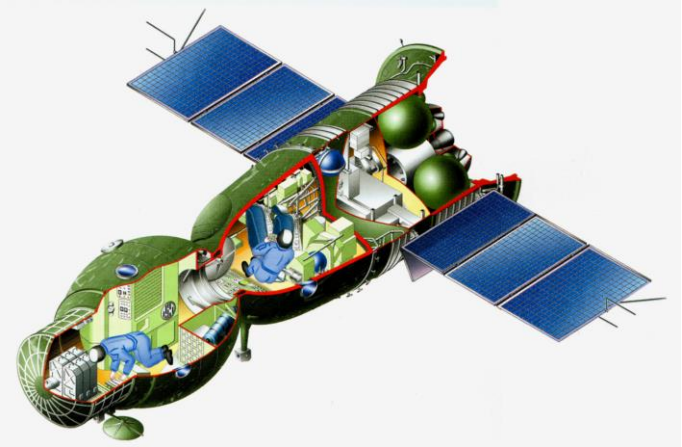


Рис. 1.87. 7К-ТМ (Ф) «Союз-22»

5.3.6. 7К-ТМ (Ф) «Союз»

7К-ТМ (Ф) «Союз» (11Ф615А12) – модификация оставшегося после выполнения программы «Союз-Apollo» КК 7К-ТМ «Союз» №74Л. На бытовом отсеке КК вместо стыковочного узла был установлен отсек с фотоаппаратом МКФ-6, разработанным фирмой «Карл Цейсс Йена» для ДОС «Салют-6». Фотоаппарат предназначался для выполнения высококачественной многозональной фотосъемки земной поверхности в автономном полете. МКФ-6 имел шесть объективов, одновременно производящих съемку через различные светофильтры, и весил 70 кг.

В табл. 1.17 приведены краткие сведения о запусках КК 7К-ТМ и 7К-ТМ (Ф).

Табл. 1.17. Полеты КК «Союз М» 7К-ТМ и 7К-ТМ(Ф) 11Ф615А12

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
1	Космос-638	71Л		03.04.74-13.04.74	9с 21ч 34м	Испытания КК 7К-ТМ в беспилотном варианте по программе полета ЭПАС.	-	-	При посадке произошел сбой системы управления, по причине чего посадка выполнена в баллистическом режиме.
	Союз-16	72Л		август 74 г.		Испытания КК 7К-ТМ в пилотируемом варианте по программе полета ЭПАС.	Филипченко А. В. Рукавишников Н. Н. *Дублеры:* Романенко Ю.В. Иванченков А.С.	Буран Таймыр	В связи с принятием решения о втором беспилотном испытательном полете, пилотируемый полет перенесен на КК 73Л.
2	Космос-672	72Л		12.08.74-18.08.74	5с 22ч 24м	Испытания КК 7К-ТМ в беспилотном варианте по программе полета ЭПАС.	-	-	Повторные беспилотные испытания КК с доработанной системой управления.
3	Союз-16	73Л		02.12.74-08.12.74	5с 22ч 24м	Испытания КК 7К-ТМ в пилотируемом варианте по программе полета ЭПАС.	Филипченко А. В. Рукавишников Н. Н. *Дублеры:* Романенко Ю.В. Иванченков А.С. *Запасной экипаж:* Джанибеков В.А. Андреев Б.Д.	Буран Таймыр Памир	
	Союз-17	73Л		декабрь 74 г.		Второй испытательный пилотируемый полет по программе ЭПАС.	Романенко Ю.В. Иванченков А.С. *Дублеры:* Джанибеков В.А. Андреев Б.Д.	Таймыр Памир	Полет отменен в связи с передачей одного КК (№72Л) для повторного беспилотного испытательного запуска.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК	Позывной	Примечание
4	Союз-19	75Л		15.07.75-21.07.75	5с 22ч 31м	Стыковка с КК «Apollo-18» (США) и выполнение полета по программе ЭПАС.	Леонов А. А. Кубасов В. Н. *Дублеры:* Филипченко А. В. Рукавишников Н. Н. *Запасной экипаж 1:* Романенко Ю.В. Иванченков А.С. *Запасной экипаж 2:* Джанибеков В.А. Андреев Б.Д.	Союз Буран Таймыр Памир	17.07.76 г. была выполнена стыковка с КК «Apollo-18» (активный). 19.07.76 г. корабли были расстыкованы. Через 30 мин. после расстыковки КК были снова состыкованы, при этом активным был КК «Союз-19».
	Союз-20	76Л		-	-	Запасной КК на случай невозможности выполнения программы основным КК (из-за неполадок на борту или из-за задержки старта Apollo).	Филипченко А. В. Рукавишников Н. Н. *Дублеры:* Романенко Ю.В. Иванченков А.С. *Запасной экипаж:* Джанибеков В.А. Андреев Б.Д.	Буран Таймыр Памир	Во время старта КК «Союз-19» КК 76Л находился на старте в заправленном состоянии на незаправленной РН. В дальнейшем был разобран для использования в других КК. Так, СА был использован в составе КК 7К-Т 47Л.
5	Союз-22	74Л		15.09.76-23.09.76	7с 21ч 52м	Автономный полет для использования резервного КК, оставшегося от программы ЭПАС.	Быковский В.Ф. Аксёнов В.В. *Дублеры:* Малышев Ю.В. Стрекалов Г.М. *Запасной экипаж:* Попов Л.И. Андреев Б.Д.	Ястреб Юпитер Днепр	КК доработан по варианту 7К-ТМ(Ф).

5.3.7. 7К-С «Союз-С» (11Ф732)

7К-С «Союз-С» (11Ф732) – пилотируемый КК для проведения технических экспериментов и исследований в военно-разведывательных целях, как в составе ОИС «7К-ВИ», так и в автономном варианте. От КК 7К-ОК «Союз-С» отличался объединенной системой топливопитания двигательных установок – корректировочно-тормозной и двигателей ориентации, новым комплексом бортового радиоэлектронного и специального оборудования, а также стыковочным узлом с внутренним переходом. Солнечные батареи отсутствовали. Экипаж – два человека. КК носил неофициальное название «Витязь».

По утвержденной в 1973 году программе ЛКИ должно было быть выполнено четыре беспилотных испытательных полета, два пилотируемых испытательных полета, а также два пилотируемых полета в рамках зачетных межведомственных испытаний. Для полетов на КК «Союз-С» были определены первые экипажи:

Кизим Л.Д. – Аксёнов В.В.,
Ляхов В.А. – Воронов А.Ф.,
Малышев Ю.В. – Стрекалов Г.М.,
Попов Л.И. – Бурдаев М.Н.

До пересмотра программы 7К-С было выполнено три беспилотных полета. После закрытия проекта ОИС 7К-ВИ работы по КК 7К-С были продолжены, при этом произошло разделение задач. Было решено, что КК 7К-С будет использоваться в автономных полетах, а для полетов к ОКС будет использоваться его модификация 7К-СТ.

Вскоре работы над КК 11Ф732 в варианте 7К-С были прекращены, а вариант 7К-СТ получил открытое название «Союз Т» и использовался для полетов к ДОС с 1980 по 1986 годы. Краткое описание КК 7К-СТ 11Ф732 и информация о его полетах приведены в п. 5.3.8.

В табл. 1.18 приведены данные по состоявшимся полетам КК 7К-С «Союз-С» 11Ф732.

Табл. 1.18. Полеты КК 7К-С «Союз-С» 11Ф732

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Даты запуска и возвращения	Длительность полета	Параметры орбиты	Назначение запуска
1	Космос-670	1Л	6 700	06.08.74 – 08.08.74	2с 23ч 58м	50,6 град. 211 х 294 км	Первый испытательный полет. Нерасчетный спуск по баллистической траектории.
2	Космос-772	2Л	6 750	29.09.75 – 03.10.75	2с 23ч 51м	51,8 град. 193 х 328 км	Второй испытательный полет.
3	Космос-869	3Л	6 800	29.11.76 – 17.12.76	17с 18ч 30м	51,7 град. 187 х 391 км	Третий испытательный полет. Полет был рассчитан на 8 суток, но из-за сбоев связи и бортовой аппаратуры КК удалось вернуть только на 18-е сутки.

В процессе разработки было предложено еще несколько вариантов КК 7К-С.

7К-С-I (11Ф733) – пилотируемый КК для выполнения краткосрочных полетов.

7К-С-II (11Ф734) – пилотируемый КК для выполнения длительных полетов.

7К-СГ (11Ф735) – транспортно-грузовой беспилотный КК для снабжения ОКС.

7К-СМ (11Ф732М) – модификация КК 7К-С для доставки экспедиций посещения на боевые орбитальные станции «Каскад» и «Скиф». Экипаж – 2 человека, длительность полета – 7 суток. Эскизный проект КК 7К-СМ был выпущен в 1986 году. Предполагалось при производстве начать заводскую нумерацию КК с №71Л.

5.3.8. 7К-СТ «Союз Т» (11Ф732)

После нескольких лет эксплуатации КК «Союз» 7К-Т 11Ф615А8 созрела необходимость его замены на более современный КК, оснащенный аппаратурой на новой элементной базе. Разработка нового КК проводилась на основе проекта КК 7К-С 11Ф732. Новый КК получил наименование 7К-СТ «Союз Т» 11Ф732. Заводская нумерация изготовленных КК 7К-СТ 11Ф732 начинается с номера 4Л, продолжая нумерацию построенных ранее трех КК 7К-С 11Ф732.

7К-СТ «Союз Т» (11Ф732) – трехместный КК для автономных околоземных полетов и для доставки экипажей на ОКС.

По конструкции и основным характеристикам КК 11Ф732 аналогичен КК 11Ф615. Масса КК – 6,85 т; длина – 6,98 м, максимальный диаметр – 2,72 м. Свободный объем спускаемого и бытового отсеков – 6,5 м^3. Спускаемый аппарат имеет те же размеры, что и СА 11Ф615, но масса возросла до 3 т. Благодаря новой компоновке СА в нем размещаются три космонавта в скафандрах. Установлены солнечные батареи увеличенного размера, размах панелей составляет 10,6 м. Двигательная установка коррекции и торможения (КТДУ) и двигатели причаливания и ориентации имеют объединенные топливные баки. Система сближения и стыковки оставлена прежняя – «Игла», но в составе бортового комплекса установлена БЦВМ. Практически все оборудование и системы разработаны в новом варианте. Длительность полета КК 11Ф732 составляет 4 суток в автономном полете и 120 суток – в составе ДОС.

После отработки в беспилотном варианте КК был введен в эксплуатацию под названием «Союз Т». КК выполнял полеты к ОКС «Салют-6», «Салют-7» и «Мир».

КК 7К-СТ эксплуатировался с 1978 года по 1986 год, когда был заменен более совершенным КК 7К-СТМ.

Информация о полетах КК 7К-СТ «Союз Т» 11Ф732 приведена в табл. 1.19.

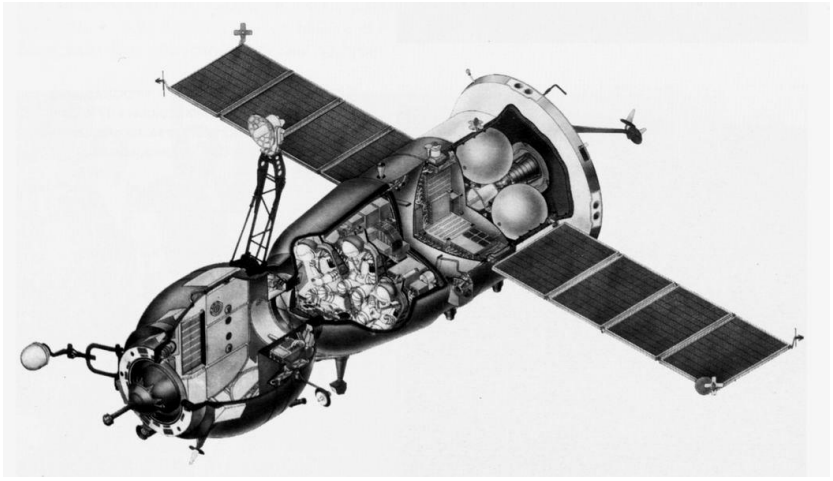


Рис. 1.88. КК 7К-СТ «Союз Т» 11Ф732

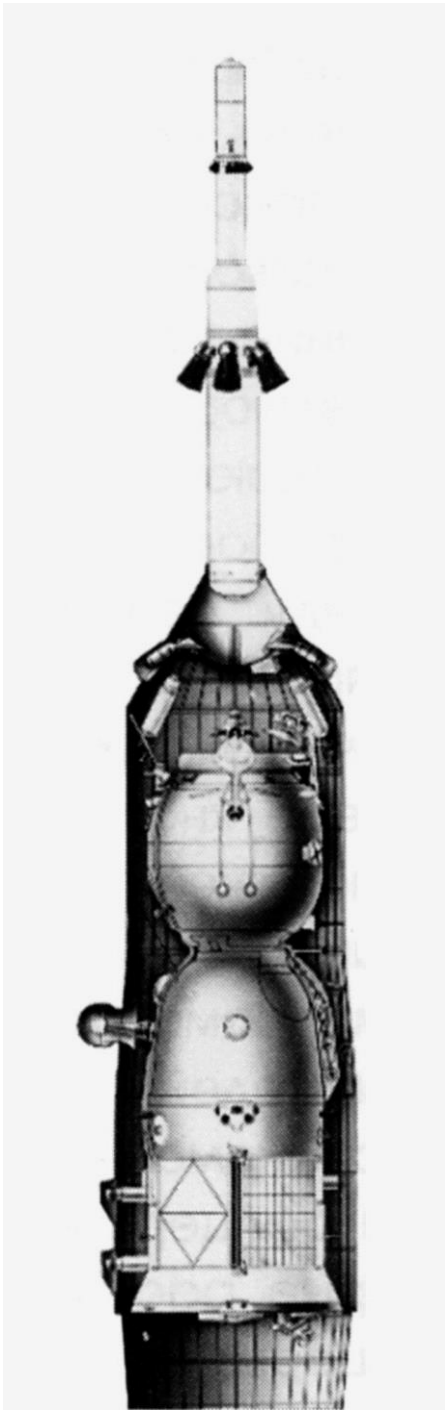


Рис. 1.89. КК 7К-СТ «Союз-Т» под обтекателем РН 11А511У «Союз»

Табл. 1.19. Полеты КК 7К-СТ «Союз Т» 11Ф732

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
1	Космос-1001	4Л		04.04.78-15.04.78	-	10с 20ч 55м	Испытания в беспилотном полете.	-		-	
2	Космос-1074	5Л	6 800	31.01.79-01.04.79	-	60с 00ч 52м	Испытания в беспилотном полете.	-		-	
3	Союз Т	6Л	6 822	16.12.79-26.03.80	19.12.79-23.03.80	100с 09ч 17м	Стыковка с ДОС «Салют-6»	-		-	Испытания на длительность полета.
4	Союз Т-2	7Л	6 848	05.06.80-09.06.80	06.06.80-09.06.80	3с 22ч 19м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-6».	Малышев Ю.В. Аксёнов В.В. *Дублеры:* Кизим Л.Д. Макаров О.Г. *Запасной экипаж:* Лазарев В.Г. Стрекалов Г.М.	Юпитер Маяк Урал	Малышев Ю.В., Аксёнов В.В.	
	Союз Т-3	8Л		15.11.80		-	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-6».	Лазарев В.Г. Стрекалов Г.М. Поляков В.В. *Дублеры:* Исаулов Ю.Ф. Рукавишников Н.Н. Потапов М.Г.	Урал Иртыш		Экипаж был расформирован по медицинским показаниям (неудовлетворительное физическое состояния Лазарева В.Г.).
5	Союз Т-3	8Л	6 856	27.11.80-10.12.80	28.11.80-10.12.80	12с 19ч 08м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-6».	Кизим Л.Д. Макаров О.Г. Стрекалов Г.М. *Дублеры:* Лазарев В.Г. Савиных В.П. Поляков В.В. *Запасной экипаж:* Исаулов Ю.Ф. Рукавишников Н.Н. Потапов М.Г.	Маяк Урал Иртыш	Кизим Л.Д. Макаров О.Г. Стрекалов Г.М.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
6	Союз Т-4	10Л	6 847	12.03.81-26.05.81	13.03.81-26.05.81	74с 17ч 37м	Пятая основная экспедиция на ДОС «Салют-6»	Коваленок В.В. Савиных В.П. *Дублеры:* Зудов В.Д. Андреев Б.Д. *Запасной экипаж:* Березовой А.Н. Лебедев В.В.	Фотон Радон Эльбрус	Коваленок В.В., Савиных В.П.	
7	Союз Т-5	11Л	6 848	13.05.82-27.08.82	14.05.82-27.08.82	106с 05ч 06м	Первая основная экспедиция на ДОС «Салют-7»	Березовой А.Н. Лебедев В.В. *Дублеры:* Титов В.Г. Стрекалов Г.М. *Запасной экипаж:* Ляхов В.А. Александров А.П.	Эльбрус Океан Протон	Попов Л.И., Серебров А.А., Савицкая С.Е.	Экипаж вернулся на Землю в КК «Союз Т-7».
8	Союз Т-6	9Л	6 865	24.06.82-02.07.82	25.06.82-02.07.82	7с 21ч 51м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Джанибеков В.А. Иванченков А.С. Кретьен Ж.-Л. *(Франция)* *Дублеры:* Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Бодри П. *(Франция)*	Памир Маяк	Джанибеков В.А., Иванченков А.С., Кретьен Ж.-Л.	
9	Союз Т-7	12Л	6 855	19.08.82-10.12.82	20.08.82-10.12.82	113с 01ч 51м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Попов Л.И. Серебров А.А. Савицкая С.Е. *Дублеры:* Васютин В.В. Савиных В.П. Пронина И.Р.	Днепр Чегет	Березовой А.Н., Лебедев В.В.	Экипаж вернулся на Землю в КК «Союз Т-5».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз Т-8	13Л		-	-	-	Вторая основная экспедиция на ДОС «Салют-7». Плановая длительность полета – 90 суток.	Титов В.Г. Стрекалов Г.М. Пронина И.Р. *Дублеры:* Ляхов В.А. Александров А.П. Серебров А.А.	Океан Протон		Решением ВПК и лично Министра обороны Устинова Д.Ф. из экипажа выведена Пронина И.Р.
10	Союз Т-8	13Л	6 855	20.04.83-22.04.83	-	2с 00ч 18м	Вторая основная экспедиция на ДОС «Салют-7»	Титов В.Г. Стрекалов Г.М. Серебров А.А. *Дублеры:* Ляхов В.А. Александров А.П. Савиных В.П. *Запасной:* Васютин В.В.	Океан Протон Чегет	Титов В.Г., Серебров А.А., Стрекалов Г.М.	Неудавшаяся стыковка по причине неполного раскрытия антенны системы «Игла».
11	Союз Т-9	14Л	6 870	27.06.83-23.11.83	28.06.83-23.11.83	149с 10ч 46м	Вторая основная экспедиция на ДОС «Салют-7»	Ляхов В.А. Александров А.П. *Дублеры:* Титов В.Г. Стрекалов Г.М. *Запасной экипаж:* Малышев Ю.В. Манаров М.Х.	Протон Океан Юпитер	Ляхов В.А., Александров А.П.	Не раскрылась одна из панелей солнечных батарей.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
12	Союз Т-10-1[1]	15Л	6 855	26.09.83	-	5м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Титов В.Г. Стрекалов Г.М. *Дублеры:* Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. *Запасной экипаж:* Васютин В.В. Савиных В.П.	Океан Маяк Чегет	-	Взрыв 1-й ступени РН на старте. Экипаж спасен благодаря включению САС по команде с Земли. СА был использован повторно в комплектации КК №21Л.
	Союз Т-10	16Л		4 кв. 1983 г.			Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Волк И.П. *Дублеры:* Васютин В.В. Савиных В.П. Левченко А.С. *Запасной экипаж:* Викторенко А.С. Севастьянов В.И. Станкявичус Р.А.-А.	Маяк Чегет Витязь		Полет перенесен в связи с выяснением причин аварии 26.09.83 г.
13	Союз Т-10	16Л	6 868	08.02.84- 11.04.84	09.02.84- 11.04.84	62с 22ч 41м	Третья основная экспедиция на ДОС «Салют-7»	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Атьков О.Ю. *Дублеры:* Васютин В.В. Савиных В.П. Поляков В.В. *Запасной экипаж:* Викторенко А.С. Севастьянов В.И.	Маяк Чегет Витязь	Малышев Ю.В., Стрекалов Г.М., Шарма Р.	Экипаж вернулся на Землю в КК «Союз Т-11».

[1] Официальный номер не был присвоен.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
14	Союз Т-11	17Л	6 870	03.04.84-02.10.84	04.04.84-02.10.84	181с 21ч 48м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Малышев Ю.В. Стрекалов Г.М. Шарма Р *(Индия)*. *Дублеры:* Березовой А.Н. Гречко Г.М. Мальхотра Р. *(Индия)*	Юпитер Эльбрус	Кизим Л.Д., Соловьёв В.А., Атьков О.Ю.	Экипаж вернулся на Землю в КК «Союз Т-10».
15	Союз Т-12	18Л	7065	17.07.84-29.07.84	18.07.84-29.07.84	11с 19ч 15м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Джанибеков В.А. Савицкая С.Е. Волк И.П. *Дублеры:* Васютин В.В. Савиных В.П. Иванова Е.А.	Памир Чегет	Джанибеков В.А., Савицкая С.Е., Волк И.П.	Тренировочный полет по плану подготовки экипажей КК «Буран» (Волк И.П.). Первый в мире выход в открытый космос женщины-космонавта (Савицкая С.Е.)
	Союз Т-13	19Л		05.03.85			4-я основная экспедиция на ДОС «Салют-7»	Васютин В.В. Савиных В.П. Волков А.А. *Дублеры:* Викторенко А.С. Александров А.П. Салей Е.В. *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Серебров А.А. Москаленко Н.Т.	Чегет Витязь Родник		Экспедиция отменена в связи с потерей связи с ДОС.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
16	Союз Т-13	19Л	7065	06.06.85-26.09.85	08.06.85-25.09.85	112с 03ч 12м	Восстановление работоспособности ДОС. 4-я основная экспедиция на ДОС «Салют-7».	Джанибеков В.А. Савиных В.П. *Дублеры:* Попов Л.И. Александров А.П.	Памир Днепр	Джанибеков В.А., Гречко Г.М.	Экипаж произвел ручную стыковку при неработающей бортовой аппаратуре ДОС и устранил неисправность. Затем была произведена частичная смена экипажа. Джанибеков вернулся на Землю вместе с Гречко на КК «Союз Т-13», а Савиных остался для продолжения полета.
17	Союз Т-14	20Л	7050	17.09.85-21.11.85	18.09.85-21.11.85	64с 21ч 52м	Экспедиция посещения на ДОС «Салют-7».	Васютин В.В. Волков А.А. Гречко Г.М. *Дублеры:* Викторенко А.С. Стрекалов Г.М. Салей Е.В. *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Серебров А.А. Москаленко Н.Т.	Чегет Витязь Родник	Васютин В.В., Волков А.А. Савиных В.П.	Гречко вернулся на Землю в КК «Союз Т-13». Экспедиция прервана досрочно из-за болезни Васютина.
	Союз Т-15	21Л		01.03.86			Женская длительная экспедиция на «Салют-7».	Савицкая С.Е. Доброквашина Е.И. Иванова Е.А. *Дублеры:* Викторенко А.С. Александров А.П. Соловьёв А.Я.	? Витязь		Экспедиция отменена в связи с официальным решением о прекращении эксплуатации ДОС «Салют-7».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз Т-16	21Л					Экспедиция посещения на «Салют-7».	Викторенко А.С. Александров А.П. Салей Е.В. *Дублеры:* Соловьёв А.Я. Серебров А.А. Москаленко Н.Т.	Витязь Родник		Экспедиция отменена в связи с официальным решением о прекращении эксплуатации ДОС «Салют-7».
18	Союз Т-15	21Л	7073	13.03.86-16.07.86	**Мир**: 15.03.86-05.05.86 **Салют-7**: 06.05.86-25.06.86 **Мир**: 26.06.86-16.07.86	125с 00ч 01м	Первая основная экспедиция на ДОС «Мир». Экспедиция на ДОС «Салют-7» для завершения разгрузки ТКС-М и перевоза части оборудования на ДОС «Мир».	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. *Дублеры:* Викторенко А.С. Александров А.П. *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Серебров А.А.	Маяк Витязь Родник	Кизим Л.Д., Соловьёв В.А.	Экипаж выполнил перелет от ДОС «Мир» к ДОС «Салют-7». Основная задача посещения ДОС «Салют-7» – завершение некоторых экспериментов, оборудование для которых было доставлено на ТКС-М «Космос-1686». Экипаж после завершения экспериментов демонтировал и погрузил в КК «Союз Т-15» свыше 350 кг оборудования, после чего возвратился на ДОС «Мир».

5.3.9. 7К-СТМ «Союз ТМ»

7К-СТМ «Союз ТМ» (11Ф732) – усовершенствованный КК, сменивший КК «Союз Т». Разработан специально для полетов к ОКС «Мир». Основные отличия от КК 7К-СТ – новая аппаратура сближения и обеспечения стыковки, разработанная для ОКС «Мир» (система «Курс»).

Масса КК около 7,1 т.

КК 7К-СТМ присваивались завод ские номера с №51Л. Последний изготовленный КК имел номер 78Л. Изготовление КК №79 было начато, но остановлено после принятия решения о завершении программы ДОС «Мир».

Рис. 1.90. КК 7К-СТМ «Союз ТМ» 11Ф732

Краткая информация о полетах КК «Союз ТМ» приведена в табл. 1.20.

5.3.10. 7К-СТМ «Союз-спасатель»

В конце 80-х году была начата разработка КК 7К-СТМ новой модификации. Отличие заключалось в установке стыковочного узла андрогинной конструкции – АПАС-89 (андрогинный периферийный агрегат стыковки 89-года разработки), какие должны были использоваться на МКК «Буран». Основное назначение КК этого типа – выполнение роли спасательного корабля в период летно-конструкторских пилотируемых испытаний МКК «Буран». Во время ЛКИ экипаж «Бурана» должен был состоять из двух человек. Во время всего полета «Союз-спасатель» должен был стоять на старте в готовности к старту с одним пилотом на борту. При возникновении аварийной ситуации на борту МКК «Буран» КК «Союз» должен был стартовать, стыковаться с «Бураном» и возвращаться на Землю с экипажем МКК.

Планировалось выполнить испытательный полет КК «Союз-спасатель» во время первого полета МКК «Буран-2», который должен был в автоматическом режиме стыковаться с ДОС «Мир». Предполагалось, что после отстыковки МКК «Буран-2» будет некоторое время совершать автономный полет. В это время должен был стартовать КК «Союз-спасатель» с экипажем из двух человек. Экипаж должен был выполнить стыковку с МКК и перейти в него. После выполнения запланированных работ экипаж должен был вернуться в КК «Союз-спасатель» и в нем вернуться на Землю. МКК должен был выполнять посадку в автоматическом режиме. К этому полету первоначально готовилась группа из трех экипажей:

Бачурин И.И. – Степанов Э.Н.,
Бородай А.С. – Илларионов В.В.,
Каденюк Л.К. – Фефелов Н.Н.

Для проведения собственно спасательных экспедиций была сформирована специальная группа космонавтов-спасателей. В нее вошли Ляхов В.А., Малышев Ю.В., Березовой А.Н. и, позднее, Титов В.Г. В составе этой группы проходили подготовку также А. Афанасьев, А. Волков и В. Корзун. В 1994 году группа была расформирована.

Было заказано изготовление трех КК «Союз-спасатель» – сер. №№ 101, 102 и 103. После того, как задача спасения экипажа МКК стала неактуальной по причине закрытия программы «Буран», КК №101Л «Союз ТМ-16» был использован для полета к ДОС «Мир», где на модуле «Кристалл» был смонтирован андрогинный стыковочный узел. Старт КК «Союз ТМ-16» состоялся 23.01.93 г.

КК этой серии больше не изготавливались. Краткая информация по КК 7К-СТМ «Союз-спасатель» приведена в табл. 1.21.

Табл. 1.20. Полеты КК 7К-СТМ «Союз ТМ» 11Ф732

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
1	Союз ТМ	51Л	7 071	21.05.86-30.05.86	23.05.86-29.05.86	8с 20ч 45м	Испытания в беспилотном полете.	-		-	
2	Союз ТМ-2	52Л		05.02.87-30.07.87	07.02.87-29.07.87	174с 03ч 26м	«Мир» ЭО[1]-2	Романенко Ю.В. Лавейкин А.И. *Дублеры:* Титов В.Г. Серебров А.И. *Запасной экипаж:* Волков А.А. Емельянов С.А.	Таймыр Океан Донбасс	Викторенко А.С. Лавейкин А.И. Фарис М.А.	Лавейкин по состоянию здоровья возвращен на Землю, на замену прибыл Александров А.П.
3	Союз ТМ-3	53Л		22.07.87-29.12.87	24.07.87-29.12.87	160с 07ч 17м	«Мир» ЭП[2]-1	Викторенко А.С. Александров А.П. Фарис М.А. *(Сирия)* *Дублеры:* Соловьёв А.Я. Савиных В.П. Хабиб М.Х. *(Сирия)*	Витязь Родник	Романенко Ю.В. Александров А.П. Левченко А.С.	
4	Союз ТМ-4	54Л	7 070	21.12.87-17.06.88	23.12.87-17.06.88	178с 22ч 54м	«Мир» ЭО-3	Титов В.Г. Манаров М.Х. Левченко А.С. *Дублеры:* Волков А.А. Калери А.Ю. Щукин А.В. *Запасной экипаж:* Ляхов В.А. Зайцев А.Е.	Океан Донбасс Протон	Соловьёв А.Я. Савиных В.П. Александров А. *(Болгария)*	Полет на ДОС «Мир» Левченко, проходящего подготовку по программе «Буран».

[1] ЭО – экспедиция основная.

[2] ЭП – экспедиция посещения.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
5	Союз ТМ-5	55Л	7 052	07.06.88-07.09.88	09.06.88-05.09.88	91с 10ч 46м	«Мир» ЭП-2	Соловьёв А.Я. Савиных В.П. Александров А. *(Болгария)* *Дублеры:* Ляхов В.А. Серебров А.А. Стоянов К. *(Болгария)*	Родник Протон	Ляхов В.А. Моманд А.А.	При посадке КК после отделения БО создалась аварийная ситуация – невключение КТДУ для перехода на траекторию снижения. КТДУ была включена Ляховым вручную после нескольких попыток, на сутки позже расчетного времени штатной посадки.
6	Союз ТМ-6	56Л	7 075	29.08.88-21.12.88	08.09.88-21.12.88	114с 05ч 34м	«Мир» ЭП-3	Ляхов В.А. Поляков В.В. Моманд А.А. *(Афганистан)* *Дублеры:* Березовой А.Н. Арзамазов Г.С. Дауран М.Г.М. *(Афганистан)* *Запасной экипаж:* Малышев Ю.В. Бородин А.В.	Протон Эльбрус Юпитер	Титов В.Г. Манаров М.Х. Кретьен Ж.-Л.	.
7	Союз ТМ-7	57Л	7 080	26.11.88-27.04.89	28.11.88-26.04.89	151с 01ч 08м	«Мир» ЭО-4	Волков А.А. Крикалёв С.К. Кретьен Ж.-Л. *(Франция)* *Дублеры:* Викторенко А.С. Серебров А.А. Тонини М. *(Франция)* *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Донбасс Витязь Родник	Волков А.А. Крикалёв С.К. Поляков В.В.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз ТМ-8			17.04.89			«Мир» ЭО-5	Афанасьев В.М. Севастьянов В.И. Станкявичус Р.А.	Дербент	-	Полет отменен из-за сокращения бюджетного финансирования. Станкявичус планировался на полет в плане подготовки по программе «Буран».
8	Союз ТМ-8	58Л	7 035	05.09.89- 19.02.90	07.09.89- 18.02.90	166с 06ч 58м	«Мир» ЭО-5	Викторенко А.С. Серебров А.А. *Дублеры:* Соловьёв А.Я. Баландин А.Н. *Запасной экипаж:* Манаков Г.М. Стрекалов Г.М.	Витязь Родник Вулкан	Викторенко А.С. Серебров А.А.	
9	Союз ТМ-9	60Л	7 025	11.02.90- 09.08.90	13/02.90- 09.08.90	179с 01ч 18м	«Мир» ЭО-6	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н. *Дублеры:* Манаков Г.М. Стрекалов Г.М. *Запасной экипаж:* Афанасьев В.М. Севастьянов В.И.	Родник Вулкан Дербент	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	
10	Союз ТМ-10	59Л (61А)	7 045	01.08.90- 10.12.90	03.08.90- 10.12.90	130с 20ч 36с	«Мир» ЭО-7	Манаков Г.М. Стрекалов Г.М. *Дублеры:* Афанасьев В.М. Манаров М.Х. *Запасной экипаж:* Арцебарский А.П. Крикалёв С.К.	Вулкан Дербент Озон	Манаков Г.М. Стрекалов Г.М. Акияма Т.	ПАО изд. 59Л был поврежден при испытаниях на герметичность, в связи с чем в составе изд. 59Л был использован ПАО от изд. 61Л. По некоторым данным, в заводской документации «сборный» КК обозначался как изд. 61А.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
11	Союз ТМ-11	61Л	7 073	02.12.90-26.05.91	04.12.90-26.05.91	175с 01ч 51м	«Мир» ЭО-8	Афанасьев В.М. Манаров М.Х. Акияма Т. *(Япония)* *Дублеры:* Арцебарский А.П. Крикалёв С.К. Кикути Р. *(Япония)* *Запасной экипаж:* Волков А.А. Калери А.Ю.	Дербент Озон Донбасс	Афанасьев В.М. Манаров М.Х. Шарман Х.П.	ПАО изд. 61Л был передан для изд. 59Л взамен разрушенного. Для изд. 61Л был изготовлен новый ПАО.
12	Союз ТМ-12	62Л	7 070	18.05.91-10.10.91	20.05.91-10.10.91	144с 15ч 22м	«Мир» ЭО-9	Арцебарский А.П. Крикалёв С.К. Шарман Х.П. *(Великобритания)* *Дублеры:* Волков А.А. Калери А.Ю. Мейс Т.К. Ч. *(Великобритания)* *Запасной экипаж:* Викторенко А.С. Авдеев С.В.	Озон Донбасс Витязь	Арцебарский А.П. Аубакиров Т.О. Фибек Ф.	
	Союз ТМ-13	63Л		октябрь 1991			«Мир» ЭО-10	Волков А.А. Калери А.Ю. Фибёк Ф. *(Австрия)* *Дублеры:* Викторенко А.С. Авдеев С.В. Лоталлер К. *(Австрия)* *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Зайцев А.Е.	Донбасс Витязь Родник		Экипажи запланированных экспедиций ЭО-10 и ЭО-11 были переформированы в связи с принятым решением об объединении программ полета австрийских и казахстанских космонавтов.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз ТМ-14	64Л		ноябрь 1991			«Мир» ЭО-11	Корзун В.Г. Александров А.П. Аубакиров Т.О. *(Казахстан)* *Дублеры:* Циблиев В.В. Лавейкин А.И. Мусабаев Т.А. *(Казахстан)* *Запасной экипаж:* Соловьёв А.Я. Полещук А.Ф.	Дон Сириус Родник		Экипажи запланированных экспедиций ЭО-10 и ЭО-11 были переформированы в связи с принятым решением об объединении программ полета австрийских и казахстанских космонавтов.
13	Союз ТМ-13	63Л	7 070	02.10.91- 25.03.92	04.10.91- 25.03.92	175с 02ч 52м	«Мир» ЭО-10	Волков А.А. Аубакиров Т.О. *(Казахстан)* Фибёк Ф. *(Австрия)* *Дублеры:* Викторенко А.С. Мусабаев Т.А. *(Казахстан)* Лоталлер К. *(Австрия)*	Донбасс Витязь	Волков А.А. Крикалёв С.К. Фладе К.-Д.	Полет по объединенной программе полетов австрийских и казахстанских космонавтов.
	Союз ТМ-14			декабрь 1991				Бачурин И.И. Иванченков А.С. *Дублеры:* Бородай А.С. Баландин А.Н.	? ?		Несостоявшийся полет по программе подготовки экипажей КК «Буран».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
14	Союз ТМ-14	64Л	7 075	17.03.92-10.08.92	19.03.92-09.08.92	145с 14ч 11м	«Мир» ЭО-11	Викторенко А.С. Калери А.Ю. Фладе К.-Д. *(Германия)* *Дублеры:* Соловьёв А.Я. Авдеев С.В. Эвальд Р. *(Германия)* *Запасной экипаж:* Корзун В.Г. Лавейкин А.И.	Витязь Родник Фрегат	Викторенко А.С. Калери А.Ю. Тонини М.	
15	Союз ТМ-15	65Л	7 070	27.07.92-01.02.93	29.07.92-01.02.93	188с 21ч 41м	«Мир» ЭО-12	Соловьёв А.Я. Авдеев С.В. Тонини М. *(Франция)* *Дублеры:* Манаков Г.М. Полещук А.Ф. Эньере Ж.-П. *(Франция)* *Запасной экипаж:* Циблиев В.В. Баландин А.Н.	Родник Вулкан Сириус	Соловьёв А.Я. Авдеев С.В.	
16	Союз ТМ-17	66Л	7 120	01.07.93-14.01.94	03.07.93-14.01.94	196с 17ч 45м	«Мир» ЭО-14	Циблиев В.В. Серебров А.А Эньере Ж.-П. *(Франция)* *Дублеры:* Афанасьев В.М. Усачев Ю.В. Андре-Деэ К. *(Франция)* *Запасной экипаж:* Маленченко Ю.И. Стрекалов Г.М.	Сириус Дербент Агат	Циблиев В.В. Серебров А.А.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
17	Союз ТМ-18	67Л	7 120	08.01.94-09.07.94	10.01.94-09.07.94	182с 00ч 27м	«Мир» ЭО-15	Афанасьев В.М. Усачев Ю.В. Поляков В.В. *Дублеры:* Маленченко Ю.И. Мусабаев Т.А. Арзамазов Г.С.	Дербент Агат	Афанасьев В.М. Усачев Ю.В.	
18	Союз ТМ-19	68Л	7 120	01.07.94-04.11.94	03.07.94-04.11.94	125с 22ч 54м	«Мир» ЭО-16	Маленченко Ю.И. Мусабаев Т.А. *Дублеры:* Викторенко А.С. Кондакова Е.В.	Агат Витязь	Маленченко Ю.И. Мусабаев Т.А. Мербольд У.	
19	Союз ТМ-20	69Л	7120	03.10.94-22.03.95	06.10.94-22.03.95	169с 05ч 22м	«Мир» ЭО-17	Викторенко А.С. Кондакова Е.В. Мербольд У. *(Германия)* *Дублеры:* Гидзенко Ю.П. Авдеев С.В. Дуке П. *(Испания)*	Витязь Уран	Викторенко А.С. Кондакова Е.В. Поляков В.В.	.
20	Союз ТМ-21	70Л	7 170	14.03.95-11.09.95	16.03.95-11.09.95	181с 00ч 41м	«Мир» ЭО-18	Дежуров В.Н. Стрекалов Г.М. Тагард Н. *(США)* *Дублеры:* Соловьёв А.Я. Бударин Н.М. Данбар Б. *(США)* *Запасной экипаж:* Онуфриенко Ю.И. Полещук А.Ф.	Ураган Родник Скиф	Соловьёв А.Я. Бударин Н.М.	Соловьёв и Бударин (члены ЭО-19) были доставлены на борт ДОС рейсом STS-71 американского МКК Atlantis. На этом же МКК вернулись на Землю Дежуров, Стрекалов и Тагард.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
21	Союз ТМ-22	71Л	7 190	03.09.95-29.02.96	05.09.95-29.02.96	179с 01ч 42м	«Мир» ЭО-20	Гидзенко Ю.П. Авдеев С.В. Райтер Т. *(Германия)* *Дублеры:* Манаков Г.М. Виноградов П.В. Фуглесанг К. *(Швеция).*	Уран Вулкан	Гидзенко Ю.П. Авдеев С.В. Райтер Т.	
22	Союз ТМ-23	72Л	6 958	21.02.96-02.09.96	23.02.96-02.09.96	193с 19ч 08м	«Мир» ЭО-21	Онуфриенко Ю.И. Усачев Ю.В. *Дублеры:* Циблиев В.В. Лазуткин А.И.	Скиф Сириус	Онуфриенко Ю.И. Усачев Ю.В. Андре-Деэ К.	
	Союз ТМ-24	73Л		17.08.96			«Мир» ЭО-22	Манаков Г.М. Виноградов П.В. Андре-Деэ К. *(Франция)* *Дублеры:* Корзун В.Г. Калери А.Ю. Эйартц Л. *(Франция)*	Вулкан Фрегат		Из-за болезни Манакова Г.М. основной российский экипаж был заменен дублерами.
23	Союз ТМ-24	73Л	6 947	17.08.96-02.03.97	19.08.96-02.03.97	196с 17ч 26м	«Мир» ЭО-22	Корзун В.Г. Калери А.Ю. Андре-Деэ К. *(Франция)* *Дублеры:* Манаков Г.М. Виноградов П.В. Эйартц Л. *(Франция)*	Фрегат Вулкан	Корзун В. Калери А.Ю. Эвальд Р.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
24	Союз ТМ-25	74Л	7 040	10.02.97-14.08.97	12.02.97-14.08.97	184с 22ч 08м	«Мир» ЭО-23	Циблиев В.В. Лазуткин А.И. Эвальд Р. *(Германия)* *Дублеры:* Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Шлегель Х. *(Германия)*	Сириус Кристалл	Циблиев В.В. Лазуткин А.И.	Отказ двигателей мягкой посадки.
25	Союз ТМ-26	75Л	6 999	05.08.97-19.02.98	07.08.97-19.02.98	197с 17ч 35м	«Мир» ЭО-24	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В. *Дублеры:* Падалка Г.И. Авдеев С.В.	Родник Альтаир	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В. Эйартц Л.	
26	Союз ТМ-27	76Л	7 030	29.01.98-25.08.98	31.01.98-25.08.98	207с 12ч 51м	«Мир» ЭО-25	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Эйартц Л. *(Франция)* *Дублеры:* Афанасьев В.М. Трещёв С.Е. Эньере Ж.-П. *(Франция)*	Кристалл Дербент	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Батурин Ю.М.	Рекорд длительности полета КК «Союз» всех типов. Рекорд продержался до 2007 г. (полет КК «Союз ТМА-9» – более 215 суток).
27	Союз ТМ-28	77Л	7 000	13.08.98-28.02.99	15.08.98-28.02.99	198с 16ч 31м	«Мир» ЭО-26	Падалка Г.И. Авдеев С.В. Батурин Ю.М. *Дублеры:* Залётин С.В. Калери А.Ю. Котов О.В.	Альтаир Топаз	Падалка Г.И. Белла И.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
28	Союз ТМ-29	78Л	7 120	20.02.99-28.08.99	22.02.99-28.08.99	188с 20ч 16м	«Мир» ЭО-27	Афанасьев В.М. Эньере Ж.-П. *(Франция)* Белла И. *(Словакия)* *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Андре-Деэ К. *(Франция)* Фулиер М. *(Словакия)*	Дербент Тянь-Шань	Афанасьев В.М. Авдеев С.В. Эньере Ж.-П.	
	-	79Л									Изготовление КК остановлено в связи с прекращением полетов к ДОС «Мир».

Табл. 1.21. Полеты КК 7К-СТМ «Союз-спасатель» 11Ф732

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз ТМ-16	101Л		конец 1992 г.	-						Полет КК с тремя членами экипажа по программе испытаний беспилотного МКК «Буран-2». Экипаж КК должен был стыковаться с МКК и перейти в него, а затем вернуться в КК «Союз-спасатель» и выполнить спуск на Землю либо перелететь к ДОС «Мир». Полет не состоялся из-за закрытия программы «Буран».
1	Союз ТМ-16	101Л	7 120	24.01.93-22.07.93	26.01.93-22.07.93	179с 00ч 44м	ЭО-13 на ДОС «Мир».	Манаков Г.М., Полещук А.Ф. *Дублеры:* Циблиев В.В., Усачев Ю.В.	Вулкан Сириус	Манаков Г.М., Полещук А.Ф. Эньере Ж.-П.	Испытания КК «Союз-спасатель» в полете очередной экспедиции на ДОС «Мир».
		102Л									Изготовление КК прервано. Задел использован для изготовления очередного КК «Союз ТМ».
		103Л									Изготовление КК прервано. Задел использован для изготовления очередного КК «Союз ТМ».

Рис. 1.91. Стыковка КК «Союз-спасатель» к МКК «Буран»

5.3.11. 7К-СТМ «Союз ТМ» для МКС (11Ф732А51)

В 1996 году было начато изготовление КК 7К-СТМ новой «двухсотой» серии, которым присваивались номера с №201. Их назначением было выполнение полетов к МКС на начальном этапе ее строительства. Первоначально было заказано только пять КК, причем первые три КК этой серии должны были иметь гибридные стыковочные узлы, для стыковки к гибридному узлу модуля «Заря», а остальные два – обычные стыковочные узлы. В 1997 году было принято решение установить на модуле «Заря» обычный стыковочный узел «штырь-конус» вместо гибридного, в связи с чем было решено КК №№202 и 203 не изготавливать, а КК №201 переоборудовать под обычный стыковочный узел. После переделки КК получил номер 206. КК №204 был использован для последней экспедиции (ЭО-28) на ДОС «Мир», а в качестве компенсации для программы МКС был изготовлен КК №207. Аналогично для компенсации использования КК №206 по программе ДОС «Мир» (предусматривался аварийный полет в случае проблем с затоплением), вместо него для программы МКС был изготовлен КК №208, последний из этой серии.

Информация по полетам КК 7К-СТМ «Союз ТМ» «двухсотой» серии приведена в табл. 1.22.

Табл. 1.22. Полеты КК 7К-СТМ «двухсотой» серии (11Ф732А51)

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
		201					Полет к МКС.				КК должен был иметь гибридный стыковочный узел. КК переделан в №206.
		202					Полет к МКС.				КК должны были иметь гибридный стыковочный узел. Не изготавливались.
		203					Полет к МКС.				
	Союз ТМ-30	204		04.04.00			Полет к МКС.	Залётин С.В. Калери А.Ю. Стеклов В.А. *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Виноградов П.В.	Енисей Тянь-Шань		Полет Стеклова В.А. был отменен решением Росавиакосмоса в связи с невыплатой спонсорами оговоренной суммы. Дублер Стеклова В.А. не был предусмотрен.
1	Союз ТМ-30	204	6 990	04.04.00- 16.06.00	06.04.00- 16.06.00	72с 19ч 42м	ЭО-28 на ДОС «Мир»	Залётин С.В. Калери А.Ю. *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Виноградов П.В.	Енисей Тянь-Шань	Залётин С.В. Калери А.Ю.	
	Союз ТМ-31	205		10.08.00	12.08.00	40-50с	Обеспечение ручной стыковки СМ «Звезда» со связкой ФГБ «Заря» – «Unity».	Падалка Г.И. Бударин Н.М. *Дублеры:* Корзун В.Г. Трещёв С.Е.	Альтаир Фрегат		Полет «Союза ТМ-31а» был запланирован на случай возникновения нештатной ситуации – отказ систем автоматической стыковки модулей СМ «Звезда» и ФГБ «Заря»+Node 1 «Unity». Экипаж должен был стыковаться к СМ «Звезда» и выполнять стыковку модулей вручную либо в телеоператорном режиме.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
2	Союз ТМ-31	205	7 100	31.10.00-06.05.01	02.11.00-24.02.01 24.02.01-06.05.01	186с 21ч 49м	1-я основная экспедиция на МКС.	Гидзенко Ю.П. Крикалёв С.К. Шеперд У. (*США*) *Дублеры*: Дежуров В.Н. Тюрин М.В. Бауэрсокс К. (*США*)	Уран Ураган	Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М. Тито Д.	
	Союз ТМ-32	206		30.01.01		5-6 мес.	ЭО-29 на ДОС «Мир».	Шарипов С.Ш. Виноградов П.В. *Дублеры:* Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М.	Тянь-Шань Кристалл		Полет отменен в сентябре 2000 г. в связи с принятием решения о прекращении эксплуатации ДОС «Мир».
	Союз ТМ-33	207		июль 2001		5-6 мес.	ЭО-30 на ДОС «Мир». Полет первого «космического туриста».	Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М. Тито Д. *(США)* *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Виноградов П.В.	Кристалл Тянь-Шань		Полет отменен в сентябре 2000 года в связи с принятием решения о прекращении эксплуатации ДОС «Мир». Дэнису Тито было предложено взамен принять участие в полете на МКС.
	Союз ТМ-32	206		18.01.01-02.02.01	20.01.01-02.02.01	15с	ЭПТабл на ДОС «Мир». Первый «космический турист».	Шарипов С.Ш. Виноградов П.В. Тито Д. *(США)* *Дублеры:* Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М.	Тянь-Шань Кристалл		После отмены в сентябре 2000 г. экспедиций ЭО-29 и ЭО-30 рассматривалась возможность кратковременного полета на ДОС «Мир» для выполнения контракта с Д.Тито.
	Союз ТМ-32	206		март 2001			Подготовка ДОС «Мир» к затоплению	Шарипов С.Ш. Виноградов П.В. *Дублеры:* Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М.	Тянь-Шань Кристалл		В случае не схода ДОС с орбиты экипаж должен был пристыковаться к ней и провести необходимые операции по устранению неисправности.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
3	Союз ТМ-32	206	6 992	28.04.01-31.10.01	30.04.01-19.10.01 19.10.01-31.10.01	185с 21ч 23м	1-я экспедиция посещения МКС «Союз-такси» (ЭП-1).	Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М. Тито Д. (*США*) *Дублеры*: Афанасьев В.М. Козеев К.М.	Кристалл Дербент	Афанасьев В.М. Эньере (Андре-Деэ) К. Козеев К.М.	Смена спасательного КК. Полет на МКС первого «космического туриста» Денниса Тито.
4	Союз ТМ-33	207	7 085	21.10.01-05.05.02	23.10.01-20.04.02 20.04.02-05.05.02	195с 18ч 52м	ЭП-2.	Афанасьев В.М. Эньере (Андре-Деэ) К. (*Франция*) Козеев К.М. *Дублеры*: Залётин С.В. Кужельная Н.В.	Дербент Енисей	Гидзенко Ю.П. Виттори Р. Шаттлуорт М.	
5	Союз ТМ-34	208	7 085	25.04.02-10.11.02	27.04.02-09.11.02	198с 17ч 38м	ЭП-3	Гидзенко Ю.П. Виттори Р. *(Италия)* Шаттлуорт М. (*ЮАР*) *Дублеры*: Падалка Г.И. Кононенко О.Д.	Уран Альтаир	Залётин С.В. Де Винн Ф. Лончаков Ю.В.	Полет на МКС второго «космического туриста» Марка Шаттлуорта.

5.3.12. Проект «Союз ТММ»

«Союз ТММ» (11Ф732) – проект глубокой модернизации КК «Союз ТМ». В 1998 году был утвержден эскизный проект корабля «Союз ТММ» («Союз Т», модернизированный дважды). Новая модернизация должна была решить следующие задачи:

- замена устаревшего оборудования на современное;
- уменьшение массы СА и КК в целом;
- размещение производства только на российских предприятиях;
- увеличение полетного ресурса до года, а с учетом резерва – до 380 суток.

Из-за отсутствия финансирования реализация проекта была отложена.

5.3.13. Проект «Союз ТМС»

«Союз ТМС» (11Ф732) – проект частичной модернизации КК «Союз ТМА» для реализации первоочередных безотлагательных мероприятий (первый этап модернизации до «Союз ТММ»). Было запланировано выполнить следующие работы:

- заменить БЦВМ в ПАО на новый комплекс;
- внедрить новое программное обеспечение по управлению движением КК;
- увеличить ресурс системы управления спуском до 1 года;
- установить дополнительные двигатели в комплекте двигателей причаливания и ориентацией для экстренного торможения в процессе стыковки;
- снизить высоту ввода в действие парашютных систем для повышения точности посадки до 15-20 км, что позволит перенести район посадки на территорию России.

Запуск КК «Союз ТМС» был рассчитан на РН «Союз-2» («Русь»). Полетный ресурс КК в составе МКС должен был составить 180-210 суток.

Эскизный проект КК «Союз ТМС» был утвержден в конце 1999 года. Ожидалось, что при достаточном финансировании КК «Союз ТМС» придет на смену КК «Союз ТМА» в 2006-2007 годах.

5.3.14. «Союз ТМА» (11Ф732А17)

«Союз ТМА» (11Ф732А17) – модификация КК 7К-СТМ для полетов к международной космической станции (МКС). Необходимость доработки КК была вызвана отличием антропометрических норм, применяемых в NASA, от требований, предъявляемых в России к кандидатам в космонавты. Основное отличие – больший допускаемый рост членов экипажа по нормам NASA. В спускаемом аппарате КК в местах размещения ног боковых членов экипажа было сделано две местных выштамповки, не выступающие за толщину теплозащитного слоя. Расчеты и испытания показали, что такая доработка СА не влияет на условия торможения и спуска в атмосфере. Кроме этого, была произведена частичная перекомпоновка кабельной сети в СА, а также заменена часть радиоэлектронного оборудования на более компактное, изготавливаемое на новой элементной базе.

Ресурс пребывания КК на орбите (в составе ОС) – 200 суток. Масса КК – 7,1-7,2 т. Заводская нумерация КК «Союз ТМА» начинается с №211.

Краткие сведения о полетах КК «Союз ТМА» приведены в табл. 1.24.

Ниже приведены сравнительные пределы антропометрических данных членов экипажа КК «Союз ТМ» и «Союз ТМА».

Табл. 1.23. Допустимые антропометрические данные экипажей КК «Союз ТМ / ТМА»

Параметр	«Союз ТМ»	«Союз ТМА»
Рост, см	164-182	150-190
Рост сидя, см	80-94	80-99
Вес, кг	56-85	50-95

Табл. 1.24. Полеты КК «Союз ТМА» 11Ф732А17

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз ТМА-1	211		30.10.02			4-я экспедиция посещения МКС.	Залётин С.В. Де Винн Ф. (*Бельгия*) Басс Дж. *(США)* *Дублеры:* Лончаков Ю.В. Лазуткин А.И.	Енисей Русич		Из-за непоступления платежей кандидат в космические туристы Басс Дж. был отстранен от подготовки 03.09.02 г.
1	Союз ТМА-1	211	7 100	30.10.02- 04.05.03	01.11.02- 04.05.03	185с 22ч 53м	ЭП-4.	Залётин С.В. Де Винн Ф. *(Бельгия)* Лончаков Ю.В. *Дублеры:* Лазуткин А.И.	Енисей Русич	Бударин Н.М., Бауэрсокс К., Петтит Д.	На КК «Союз ТМА-1» было выполнено возвращение 6-й основной экспедиции в связи с приостановкой полетов МТКК «Space Shuttle» после катастрофы МКК «Columbia».
2	Союз ТМА-2	212	7 127	26.04.03- 28.10.03	28.04.03- 28.10.03	184с 22ч 46м	7-я основная экспедиция на МКС	Маленченко Ю.И. Лу Э. *(США)* *Дублеры:* Калери А.Ю. Фоул М. *(США)*	Агат Ингул	Маленченко Ю.И., Лу Э., Дуке П.	
3	Союз ТМА-3	213	7 215	18.10.03- 30.04.04	20.10.03- 29.04.04	194с 18ч 33м	8-я основная экспедиция на МКС/ЭП-5	Калери А.Ю. Фоул М. *(США)* Дуке П. *(Испания)* *Дублеры:* Токарев В.И. МакАртур У.С. (*США*) Кёйперс А. (*Нидерланды*)	Ингул Рассвет	Калери А.Ю., Фоул М.К. Кёйперс А.	Дуке вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-2».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
4	Союз ТМА-4	214	7 219	19.04.04-24.10.04	21.04.04-24.10.04	187с 21ч 16м	9-я основная экспедиция на МКС/ЭП-6	Падалка Г.И. Финк Э. (*США*), Кёйперс А. (*Нидерланды*) *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Тиле Г. (*Германия*), Чиао Л. (*США*)	Альтаир Тянь-Шань	Падалка Г.И., Финк Э. Шаргин Ю.Г.	Кёйперс вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-3».
5	Союз ТМА-5	215	7 218	14.10.04-25.04.05	16.10.04-24.04.05	192с 19ч 01м	10-я основная экспедиция на МКС/ЭП-7	Шарипов С.Ш. Чиао Л. (*США*), Шаргин Ю.Г. *Дублеры:* Токарев В.И. МакАртур У.С. (*США*)	Тянь-Шань Рассвет	Шарипов С.Ш., Чиао Л., Виттори Р.	Стыковка с МКС выполнена вручную в связи со сбоем в работе автоматической системы. Шаргин вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-4».
6	Союз ТМА-6	216	7 195	15.04.05–11.10.05	17.04.05-11.10.05	179с 00ч 23 м	11-я основная экспедиция на МКС/ЭП-8	Крикалёв С.К. Виттори Р. (*Италия*) Филлипс Дж. Л. (*США*) *Дублеры:* Тюрин М.В. Тирск Р. (*Канада*), Тани Д. (*США*)	Базальт Восток	Крикалёв С.К., Филлипс Дж.Л., Олсен Г.Х.	Виттори вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-5».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
7	Союз ТМА-7	217	7 230	01.10.05-09.04.06	03.10.05-08.04.06	189с 19ч 53м	12-я основная экспедиция на МКС/ЭП-9	Токарев В.И. МакАртур У.С. (*США*), Олсен Г.Х. (*США*) *Дублеры:* Тюрин М.В. Уильямс Дж.Н. (*США*), Костенко С.В.	Рассвет Восток	Токарев В.И., МакАртур У.С., Понтес М.С.	Олсен – третий «космический турист». Олсен вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-6». Костенко – кандидат в «космические туристы».
8	Союз ТМА-8	218	7 215	30.03.06-29.09.06	01.04.06-29.09.06	182с 22ч 43м	13-я основная экспедиция на МКС/ЭП-10	Виноградов П.В. Уильямс Дж. Н. (*США*) Понтес М.С. (*Бразилия*) *Дублеры:* Юрчихин Ф.Н. Финк Э.М. (*США*), Волков С.А.	Карат Олимп	Виноградов П.В., Уильямс Дж. Н., Ансари А.	Понтес вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-7».
9	Союз ТМА-9	219	7 150	18.09.06-21.04.07	20.09.06-21.04.07	215с 08ч 23м	14-я основная экспедиция на МКС/ЭП-11	Тюрин М.В. Лопес-Алегриа М. (*США*) Ансари А. (*США*) *Дублеры:* Маленченко Ю.И. Уитсон П.А. (*США*)	Восток Агат	Тюрин М.В. Лопес-Алегриа М. Симоньи Ч.	Ансари – четвертый «космический турист» (первая «туристка»). Ансари вернулась на Землю на КК «Союз ТМА-8».
10	Союз ТМА-10	220	7 206	07.04.07-21.10.07	09.04.07-21.10.07	196с 17ч 05м	15-я основная экспедиция на МКС/ЭП-12	Котов О.В. Юрчихин Ф.Н. Симоньи Ч. *(США)* *Дублеры:* Романенко Р.Ю. Корниенко М.Б.	Пульсар Парус	Котов О.В. Юрчихин Ф.Н. Шукор Ш.М.	Симоньи – пятый «космический турист». Симоньи вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-9».

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
11	Союз ТМА-11	221	7 220	10.10.07-19.04.08	12.10.07-19.04.08	191с 19ч 07м	16-я основная экспедиция на МКС/ЭП-13	Маленченко Ю.И. Уитсон П.А. (*США*) Шукор Ш.М. *(Малайзия)* *Дублеры:* Шарипов С.Ш. Финк Э.М. (*США*) бин-Халид Ф. *(Малайзия)*	Агат Тянь-Шань	Маленченко Ю.И. Уитсон П.А. Ли Со Ён	Коммерческий полет космонавта Малайзии Шукора Ш.М. Шукор вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-10». Спуск СА проходил в «баллистическом» режиме.
	Союз ТМА-12	222		08.04.08				Волков С.А. Кононенко О.Д. Ко Сан *(Южная Корея)* *Дублеры:* Сураев М.В. Скрипочка О.И. Ли Со Ён *(Южная Корея)*	Эридан Цефей		Ко Сан из-за нарушения правил секретности был переведен в дублеры.
12	Союз ТМА-12	222	7 155	08.04.08-24.10.08	10.04.08-24.10.08	198с 16ч 20м	17-я основная экспедиция на МКС/ЭП-14	Волков С.А. Кононенко О.Д. Ли Со Ён *(Южная Корея)* *Дублеры:* Сураев М.В. Скрипочка О.И. Ко Сан *(Южная Корея)*	Эридан Цефей	Волков С.А. Кононенко О.Д. Гэрриотт Р.	Коммерческий полет гражданки Южной Кореи Ли Со Ён. Ли Со Ён вернулась на Землю на КК «Союз ТМА-11». Спуск СА проходил в «баллистическом» режиме.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
13	Союз ТМА-13	223		12.10.08-08.04.09	14.10.08-08.04.09	178с 00ч 14м	18-я основная экспедиция на МКС/ЭП-15	Лончаков Ю.В. Финк Э. *(США)* Гэрриотт Р. *(США)* *Дублеры:* Падалка Г.И. Барратт М. *(США)* Халик Н. *(Австралия)*	Титан Альтаир	Лончаков Ю.В. Финк Э. Симоньи Ч.	Шестой «космический турист» – Гэрриотт Р. Гэрриот вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-12».
14	Союз ТМА-14	224	7 184	26.03.09-11.10.09	28.03.09-11.10.09	198с 16ч 42м	19-я основная экспедиция на МКС/ЭП-16	Падалка Г.И. Барратт М. *(США)* Симоньи Ч. *(США)* *Дублеры:* Сураев М.В. Уильямс Дж.Н. *(США)* Дайсон Э. *(США)*	Альтаир Цефей	Падалка Г.И. Барратт М. Лалиберте Г.	Второй полет «космического туриста» Ч.Симоньи. Симоньи вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-13».
15	Союз ТМА-15	225	7194	27.05.09-01.12.09	29.05.09-01.12.09	187с 20ч 42м	20 / 21-я основная экспедиция на МКС	Романенко Р.Ю. Де Винн Ф. *(Бельгия)* Тирск Р. *(Канада)* *Дублеры:* Кондратьев Д.Ю. Кёйперс А. (*Нидерланды*) Хэдфилд К.О. *(Канада)*	Парус Варяг	Романенко Р.Ю. Де Винн Ф. Тирск Р.	Расширение экипажа МКС до 6 человек (начало 21-й экспедиции).

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
16	Союз ТМА-16	226	7197	30.09.09-18.03.10	02.10.09-18.03.10	169с 04ч 09м	22-я основная экспедиция на МКС/ЭП-17	Сураев М.В. Уильямс Дж.Н. *(США)* Лалиберте Г. *(Канада)* *Дублеры:* Скворцов А.А. Уолкер Ш. *(США)* Барретт Б. *(США)*	Цефей Утес	Сураев М.В. Уильямс Дж.	Седьмой «космический турист» – Лалиберте Г. Лалиберте вернулся на Землю на КК «Союз ТМА-14».
17	Союз ТМА-17	227	7230	21.12.09-02.06.10	23.12.09-02.06.10	163с 05ч 33м	23-я основная экспедиция на МКС	Котов О.В. Ногучи С. *(Япония)* Кример Т. *(США)* *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Фурукава С. *(Япония)* Уилок Д. *(США)*	Пульсар Астрей	Котов О.В. Ногучи С. Кример Т.	
18	Союз ТМА-18	228	7193	02.04.10-25.09.10	04.04.10-25.09.10	176с 01ч 19м	24-я основная экспедиция на МКС	Скворцов А.А. Корниенко М.Б. Колдвелл-Дайсон Т. *(США)* *Дублеры:* Самокутяев А.М. Борисенко А.И. Келли С. *(США)*	Утес Тарханы	Скворцов А.А. Корниенко М.Б. Колдвелл-Дайсон Т.	Отстыковка от МКС и посадка задержаны на сутки из-за попадания постороннего предмета в стыковочный агрегат.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
19	Союз ТМА-19	229	7200	16.06.10-26.11.10	18.06.10-26.11.10	163с 07ч 12м	25-я основная экспедиция на МКС	Юрчихин Ф.Н. Уолкер Ш. *(США)* Уилок Д. *(США)* *Дублеры:* Кондратьев Д.Ю. Несполи П. *(Италия)* Коулман К. *(США)*	Олимп Варяг	Юрчихин Ф.Н. Уолкер Ш. Уилок Д.	
20	Союз ТМА-20	230	7218	15.12.10-24.05.11	17.12.10-24.05.11	159с 07ч 18м	27-я основная экспедиция на МКС	Кондратьев Д.Ю. Несполи П. *(Италия)* Коулман К. *(США)* *Дублеры:* Иванишин А.А. Фоссум М. *(США)* Фурукава С. *(Япония)*	Варяг Иркут	Кондратьев Д.Ю. Несполи П. Коулман К.	
21	Союз ТМА-21 «Юрий Гагарин»	231	7219	05.04.11-16.09.11	07.04.11-16.09.11	164с 05ч 41м	28-я основная экспедиция на МКС	Самокутяев А.М. Борисенко А.И. Гаран Р. *(США)* *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Иванишин А.А. Бёрбанк Д. *(США)*	Тарханы Астрей	Самокутяев А.М. Борисенко А.И. Гаран Р.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
22	Союз ТМА-22	232	7220	14.11.11-27.04.12	16.11.11-27.04.12	165с 07ч 32м	30-я основная экспедиция на МКС	Шкаплеров А.Н. Иванишин А.А. Бёрбанк Д. *(США)* *Дублеры:* Падалка Г.И. Ревин С. Акаба Дж. *(США)*	Астрей Альтаир	Шкаплеров А.Н. Иванишин А.А. Бёрбанк Д.	

5.3.15. «Союз ТМА-М» (11Ф732А47)

В 2007 г. была произведена частичная модернизация КК «Союз ТМА», а именно, была выполнена замена бортового вычислительного комплекса «Аргон-16» на современный комплекс ЦВМ-101. Кроме того, аналоговая телеметрическая система была заменена на цифровую, ряд устаревших блоков и агрегатов заменен на новые разработки. Эта модернизация была предложена еще в 1990-е годы в рамках проектов «Союз ТММ» и «Союз ТМС», но из-за отсутствия финансирования не была реализована.

Запуск КК «Союз ТМА-М» производился ракетой-носителем «Союз ФГ».

КК «Союз ТМА-М» (11Ф732А47) имеют серийные номера с №701.

Рис. 1.92. КК «Союз ТМА» 11Ф732А17

Табл. 1.25. Полеты 7К-СТМА «Союз ТМА-М» (11Ф732А47)

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
1	Союз ТМА-М	701	7 147	08.10.10-16.03.11	10.10.10-16.03.11	159с 08ч 43м	26-я основная экспедиция на МКС	Калери А.Ю. Скрипочка О.И. Келли С.Дж. *(США)* *Дублеры:* Волков С.А. Кононенко О.Д. Гаран Р. *(США)*	Ингул Эридан	Калери А.Ю. Скрипочка О.И. Келли С.Дж.	Летно-конструкторские испытания модернизированного КК.
2	Союз ТМА-02М	702	7 102	07.06.11-22.11.11	10.06.11-22.11.11	167с 06ч 12м	29-я основная экспедиция на МКС	Волков С.А. Фурукава С. *(Япония)* Фоссум М. *(США)* *Дублеры:* Кононенко О.Д. Кёйперс А. *(Нидерланды)* Петтит Д. *(США)*	Эридан Антарес	Волков С.А. Фурукава С. Фоссум М.	
3	Союз ТМА-03М	703	7 205	21.12.11-01.07.12	23.12.11-01.07.12	192с 18ч 58м	31-я основная экспедиция на МКС	Кононенко О.Д. Кёйперс А. *(Нидерланды)* Петтит Д. *(США)* *Дублеры:* Маленченко Ю.И. Уильямс С. *(США)* Хосиде А. *(Япония)*	Антарес Агат	Кононенко О.Д. Кёйперс А. Петтит Д.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	-	704		30.03.12							При испытаниях на герметичность СА был поврежден в результате превышения внутреннего давления. СА был передан для использования в наземном стенде, БО и ПАО вошли в состав изд. №707.
4	Союз ТМА-04М	705	7 170	15.05.12-17.09.12	17.05.12-17.09.12	124с 23ч 51м	32-я основная экспедиция на МКС	Падалка Г.И. Ревин С.Н. Акаба Дж. *(США)* *Дублеры:* Новицкий О.В. Тарелкин Е.И. Форд К. *(США)*	Альтаир Казбек	Падалка Г.И. Ревин С.Н. Акаба Дж.	
5	Союз ТМА-05М	706	7 144	15.07.12-19.11.12	17.07.12-19.11.12	126с 23ч 13м	33-я основная экспедиция на МКС	Маленченко Ю.И. Уильямс С. *(США)* Хосиде А. *(Япония)* *Дублеры:* Романенко Р.Ю. Хэдфилд К. *(Канада)* Маршбёрн Т. *(США)*	Агат Парус	Маленченко Ю.И. Уильямс С. Хосиде А.	
6	Союз ТМА-06М	707	7 218	23.10.12-16.03.13	25.10.12-16.03.13	143с 16ч 15м	34-я основная экспедиция на МКС	Новицкий О.В. Тарелкин Е.И. Форд К. *(США)* *Дублеры:* Виноградов П.В. Мисуркин А.А. Кэссиди К. *(США)*	Казбек Карат	Новицкий О.В. Тарелкин Е.И. Форд К.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
7	Союз ТМА-07М	704А		19.12.12 - 14.05.13	21.12.12- 14.05.13	145с 14ч 18м	35-я основная экспедиция на МКС	Романенко Р.Ю. Хэдфилд К. *(Канада)* Маршбёрн Т. *(США)* *Дублеры:* Юрчихин Ф.Н. Пармитано Л. *(Италия)* Найберг К. *(США)*	Парус Олимп	Романенко Р.Ю. Хэдфилд К. Маршбёрн Т.	КК №704А изготовлен вновь взамен частично поврежденного при технологических испытаниях и затем разукомплектованного КК №704.
8	Союз ТМА-08М	708	7 220	28.03.13 - 11.09.13	29.03.13- 11.09.13	166с 06ч 15м	36-я основная экспедиция на МКС	Виноградов П.В. Мисуркин А.А. Кэссиди К. *(США)* *Дублеры:* Котов О.В. Рязанский С.Н. Хопкинс М. *(США)*	Карат Пульсар	Виноградов П.В. Мисуркин А.А. Кэссиди К.	Полет к МКС выполнен по «короткой» схеме – сближение после четырех витков.
9	Союз ТМА-09М	709	7 220	28.05.13- 11.11.13	29.05.13- 11.11.13	166с 06ч 18м	37-я основная экспедиция на МКС	Юрчихин Ф.Н. Пармитано Л. *(Италия)* Найберг К. *(США)* *Дублеры:* Тюрин М.В. Мастраккио Р. *(США)* Ваката К. *(Япония)*	Олимп Восток	Юрчихин Ф.Н. Пармитано Л. Найберг К.	Полет к МКС выполнен по «короткой» схеме – сближение после четырех витков.
10	Союз ТМА-10М	710	7 218	25.09.13- 11.03.14	26.09.13- 11.03.14	166с 06ч 25м	38-я основная экспедиция на МКС	Котов О.В. Рязанский С.Н. Хопкинс М. *(США)* *Дублеры:* Скворцов А.А. Артемьев О.Г. Свонсон С. *(США)*	Пульсар Утес	Котов О.В. Рязанский С.Н. Хопкинс М.	Начиная с КК «Союз ТМА-10М» «короткая» четырехвитковая схема полета к МКС является штатной.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
11	Союз ТМА-11М	711	7 220	07.11.13 - 14.05.14	07.11.13- 14.05.14	187с 21ч 44м	39-я основная экспедиция на МКС	Тюрин М.В. Мастраккио Р. *(США)* Ваката К. *(Япония)* *Дублеры:* Сураев М.В. Уайзман Г. *(США)* Герст А. *(Германия)*	Восток Цефей	Тюрин М.В. Мастраккио Р. Ваката К.	
12	Союз ТМА-12М	712	7 220	26.03.14 - 11.09.14	28.03.14- 11.09.14	169с 05ч 06м	40-я основная экспедиция на МКС	Скворцов А.А. Артемьев О.Г. Свонсон С. *(США)* *Дублеры:* Самокутяев А.М. Серова Е.О. Уилмор Б. *(США)*	Утес Тарханы	Скворцов А.А. Артемьев О.Г. Свонсон С.	Из-за сбоя в системе ориентации сближение с МКС выполнялось по двухсуточной схеме.
13	Союз ТМА-13М	713	7 220	28.05.14 - 10.11.14	29.05.14- 10.11.14	165с 08ч 01м	41-я основная экспедиция на МКС	Сураев М.В. Уайзман Г. *(США)* Герст А. *(Германия)* *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Кристофоретти С. *(Италия)* Вёртс Т. *(США)*	Цефей Астрей	Сураев М.В. Уайзман Г. Герст А.	
14	Союз ТМА-14М	714		26.09.14 - 12.03.15	26.09.14- 12.03.15	166с 05ч 43м	42-я основная экспедиция на МКС	Самокутяев А.М. Серова Е.О. Уилмор Б. *(США)* *Дублеры:* Падалка Г.И. Корниенко М.Б. Келли С. *(США)*	Тарханы Титан	Самокутяев А.М. Серова Е.О. Уилмор Б.	Не раскрылась одна из панелей СБ. После стыковки КК с МКС панель раскрылась без дополнительного вмешательства.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
15	Союз ТМА-15М	715	7 220	24.11.14-11.06.15	24.11.14-11.06.15	198с 16ч 43м	43-я основная экспедиция на МКС	Шкаплеров А.Н. Кристофоретти С. *(Италия)* Вёртс Т. *(США)* *Дублеры:* Кононенко О.Д. Юи К. *(Япония)* Линдгрен Ч. *(США)*	Астрей Антарес	Шкаплеров А.Н. Кристофоретти С. Вёртс Т.	Длительность экспедиции была продлена на месяц после аварийного запуска ТКГ «Прогресс М-27М».
	Союз ТМА-16М	716					44-я основная экспедиция на МКС	Лончаков Ю.В. Корниенко М.Б. Келли С. *(США)* *Дублеры:* Овчинин А.Н. Волков С.А. Уильямс Дж. *(США)*	Титан Бурлак		Лончаков Ю.В. в сентябре 2013 года покинул отряд космонавтов.
16	Союз ТМА-16М	716	7 216	27.03.15-12.09.15	28.03.15-12.09.15	168с 05ч 09м	44-я основная экспедиция на МКС	Падалка Г.И. Корниенко М.Б. Келли С. *(США)* *Дублеры:* Овчинин А.Н. Волков С.А. Уильямс Дж. *(США)*	Альтаир Бурлак	Падалка Г.И. Могенсен А. Аимбетов А.А.	Корниенко М.Б. и Келли С. планировались на полет продолжительностью один год. Могенсен и Аимбетов прибыли на КК «Союз ТМА-18М» (ЭП-18)
17	Союз ТМА-17М	717	7 218	23.07.15-11.12.15	23.07.15-11.12.15	141с 16ч 11м	45-я основная экспедиция на МКС	Кононенко О.Д. Юи К. *(Япония)* Линдгрен Ч. *(США)* *Дублеры:* Маленченко Ю.И. Копра Т. *(США)* Пик Т. *(Великобритания)*	Антарес Агат	Кононенко О.Д. Юи К. Линдгрен Ч.	После выхода на орбиту не раскрылась левая панель солнечных батарей. Раскрытие произошло перед стыковкой.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз ТМА-18М	718					46-я основная экспедиция на МКС/ЭП-18	Волков С.А. Могенсен А. *(Дания)* Брайтман С. *(Великобритания)* *Дублеры:* Скрипочка О.И. Песке Т. *(Франция)* Такамацу С. *(Япония)*	Эридан Сармат		С.Брайтман в мае 2015 г. приняла решение отказаться от полета. С.Такамацу оплатил подготовку только в качестве дублера, поэтому он не был утвержден на полет на КК «Союз ТМА-18М».
18	Союз ТМА-18М	718	7 212	02.09.15-02.03.16	04.09.15-02.03.16	181с 23ч 48м	46-я основная экспедиция на МКС/ЭП-18	Волков С.А. Могенсен А. *(Дания)* Аимбетов А.А. *(Казахстан)* *Дублеры:* Скрипочка О.И. Песке Т. *(Франция)* Прокопьев С.В.	Эридан Сармат	Волков С.А. Корниенко М.Б. Келли С.	Могенсен и Аимбетов вернулись на Землю на КК «Союз ТМА-16М».
19	Союз ТМА-19М	719		15.12.15 - 18.06.16	15.12.15-18.06.16	185с 22ч 12м	47-я основная экспедиция на МКС	Маленченко Ю.И. Копра Т. *(США)* Пик Т. *(Великобритания)* *Дублеры:* Иванишин А.А. Ониси Т. *(Япония)* Рубинс К. *(США)*	Агат Иркут	Маленченко Ю.И. Копра Т. Пик Т.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета КК	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
20	Союз ТМА-20М	720	7 220	19.03.16-07.09.16	19.03.16-07.09.16	172с 03ч 47м	48-я основная экспедиция на МКС	Овчинин А.Н. Скрипочка О.И. Уильямс Дж. *(США)* *Дублеры:* Рыжиков С.Н. Борисенко А.И. Кимброу Р. *(США)*	Бурлак Фавор		

5.3.16. «Союз МС» 11Ф732А48

В 2011 году состоялась защита эскизного проекта следующей модернизации КК «Союз» – «Союз МС».

По состоянию на 2011 год пуск первого КК «Союз МС» планировался на 2015 г., однако, к концу 2013 года ожидаемый срок начала летных испытаний сдвинулся на начало 2017 г. Начало полетов КК «Союз МС» удалось ускорить, и первый старт КК «Союз» новой модификации состоялся 07.07.2016 г.

Основные отличия от КК «Союз ТМА-М»:

- единая командно-телеметрическая система ЕКТС-ТКА;
- аппаратура спутниковой навигации АСН-КС;
- радиолиния управления со спутниковым каналом связи;
- модернизированная аппаратура автоматического сближения "Курс НА";
- цифровая телевизионная система;
- дополнительная противометеоритная защита;
- модернизированная система записи информации СЗИ-М;
- измененная схема размещения двигателей причаливания и ориентации;
- солнечные батареи повышенной энергоотдачи;
- цифровой блок управления резервным контуром БУРК;
- модернизированный блок датчиков угловых скоростей БДУС-3А;
- светодиодная фара СФОК (вместо светильника СМИ-4).
- модернизированная система телефонно-телеграфной связи «Рассвет-3БМ»;
- дублирующие электродвигатели в системе стыковки и внутреннего перехода.
- цифровой корректор гамма-лучевого высотомера «Кактус-2В»;
- доработанный электронный формирователь импульсов расхода топлива.

Кроме того, проведен ряд доработок по увеличению надежности и безопасности кораблей, повышению уровня унификации и замены устаревших материалов и комплектующих на современные.

Стартовая масса КК составляет около 7,2 т, в том числе масса бытового отсека – около 1,35 т, масса спускаемого аппарата – около 2,9 т.

Заводская нумерация КК «Союз МС» начинается с №731 (см. табл. 1.26).

Табл. 1.26. Полеты 7К-СТМС «Союз МС» 11Ф732А48

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
1	Союз МС	731	7 218	07.07.16-30.10.16	09.07.16-30.10.16	115с 02ч 22м	49-я основная экспедиция на МКС	Иванишин А.А. Ониси Т. *(Япония)* Рубинс К. *(США)* *Дублеры:* Новицкий О.В. Песке Т. *(Франция)* Уитсон П. *(США)*	Иркут Казбек		
	Союз МС-02	732		23.09.16			50-я основная экспедиция на МКС	Рыжиков С.Н. Борисенко А.И. Кимброу Р. *(США)* *Дублеры:* Мисуркин А. Тихонов Н.В. Ванде Хей М. *(США)*	Фавор Альтаир		19 сентября при проверке электрических цепей было обнаружено замыкание на корпус головного обтекателя. Запуск был отложен до устранения неисправности.
2	Союз МС-02	732	7 220	19.10.16-10.04.17	21.10.16-10.04.17	173с 03ч 15м	50-я основная экспедиция на МКС	Рыжиков С.Н. Борисенко А.И. Кимброу Р. *(США)* *Дублеры:* Мисуркин А.А. Тихонов Н.В. Ванде Хей М. *(США)*	Фавор Альтаир		

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
3	Союз МС-03	733	7 218	17.11.16 - 02.06.17	20.11.16- 02.06.17	196с 17ч 50м	51-я основная экспедиция на МКС	Новицкий О.В. Песке Т. *(Франция)* Уитсон П. *(США)* *Дублеры:* Юрчихин Ф.Н. Фишер Дж. *(США)* Несполи П. *(Италия)*	Казбек Олимп	Новицкий О.В. Песке Т.	
4	Союз МС-04 «Арго»	735	7 219	20.04.17 - 03.09.17	20.04.17- 03.09.17	135с 18ч 08м	52-я основная экспедиция на МКС	Юрчихин Ф.Н. Фишер Дж. *(США)* *Дублеры:* Рязанский С.Н. Брезник Р. *(США)*	Олимп Борей	Юрчихин Ф.Н. Фишер Дж. Уитсон П.	
5	Союз МС-05	736	7 220	28.07.17- 14.12.17	29.07.17- 14.12.17	138с 16ч 57м	53-я основная экспедиция на МКС	Рязанский С.Н. Брезник Р. *(США)* Несполи П. *(Италия)* *Дублеры:* Мисуркин А.А. Ванде Хей М. *(США)* Канаи Н. *(Япония)*	Борей Альтаир	Рязанский С.Н. Брезник Р. Несполи П.	
6	Союз МС-06	734	7 218	13.09.17- 28.02.18	13.09.17- 28.02.18	168с 05ч 14м	54-я основная экспедиция на МКС	Мисуркин А.А. Ванде Хей М. *(США)* Акаба Дж. *(США)* *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Тингл С. *(США)* Уолкер Ш. *(США)*	Альтаир Астрей	Мисуркин А.А. Ванде Хей М. Акаба Дж.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
7	Союз МС-07	737		17.12.17- 03.06.18	19.12.17- 03.06.18	168с 05ч 19м	55-я основная экспедиция на МКС	Шкаплеров А.Н. Тингл С. *(США)* Канаи Н. *(Япония)* *Дублеры:* Прокопьев С.В. Герст А. *(Германия)* Эппс Дж. *(США)*	Астрей Алтай	Шкаплеров А.Н. Тингл С. Канаи Н.	
8	Союз МС-08	738		21.03.18- 04.10.18	23.03.18- 04.10.18	196с 18ч 00м	56-я основная экспедиция на МКС	Артемьев О.Г. Фейстел Э. *(США)* Арнольд Р. *(США)* *Дублеры:* Овчинин А.Н. Хейг Н. *(США)*	Гавайи Бурлак	Артемьев О.Г. Фейстел Э. Арнольд Р.	
9	Союз МС-09	739		06.06.18- 20.12.18	08.06.18- 20.12.18	196с 17ч 50м	57-я основная экспедиция на МКС	Прокопьев С.В. Герст А. *(Германия)* Ауньён-Ченселлор С. *(США)* *Дублеры:* Кононенко О.Д. Сен-Жак Д. *(Канада)* Макклейн А. *(США)*	Алтай Антарес	Прокопьев С.В. Герст А. Ауньён- Ченселлор С.	Первоначально в состав экипажа входила Эппс Дж., которая вышла из экипажа по личным мотивам. Вместо нее в экипаж включена ее дублер – Ауньён-Ченселлор С.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
	Союз МС-10						58-я основная экспедиция на МКС	Овчинин А.Н. Тихонов Н.В. Хейг Н. *(США)* *Дублеры:* Кононенко О.Д. Бабкин А.Н. Сен-Жак Д. *(Канада)*	Бурлак Антарес		Из-за переноса срока запуска модуля МЛВ «Наука» экипаж сокращен до 2 человек.
10	Союз МС-10	740		11.10.18- 11.10.18	-	20м	58-я основная экспедиция на МКС	Овчинин А.Н. Хейг Н. *(США)* *Дублеры:* Кононенко О.Д. Сен-Жак Д. *(Канада)*	Бурлак Антарес	Овчинин А.Н. Хейг Н.	На 119-й секунде после отделения боковых блоков РН полет аварийно прекращен. СА отделен системой аварийного спасения и совершил посадку на парашюте.
11	Союз МС-11	741		03.12.18- 25.06.19	03.12.18- 25.06.19	203с 15ч 16м	59-я основная экспедиция на МКС	Кононенко О.Д Сен-Жак Д. *(Канада)* Макклейн А. *(США)* *Дублеры:* Скворцов А.А. Пармитано Л. *(Италия)* Морган Э. *(США)*	Антарес Утес	Кононенко О.Д Сен-Жак Д. Макклейн А.	После выдачи тормозного импульса произошел отказ основного коллектора подачи топлива, не повлиявший на выполнение посадки СА.
12	Союз МС-12	742		14.03.19- 03.10.19	15.03.19- 03.10.19	202с 15ч 45м	60-я основная экспедиция на МКС	Овчинин А.Н. Хейг Н. *(США)* Кук К. *(США)* *Дублеры:* Скворцов А.А. Пармитано Л. *(Италия)* Морган Э. *(США)*	Бурлак Утес	Овчинин А.Н. Хейг Н. Аль-Мансури Х.	

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
13	Союз МС-13	746		20.07.19-06.02.20	21.07.19-06.02.20	200с 16ч 44м	61-я основная экспедиция на МКС	Скворцов А.А. Пармитано Л. *(Италия)* Морган Э. *(США)* *Дублеры:* Рыжиков С.Н. Маршбёрн Т. *(США)* Ногучи С. *(Япония)*	Утес Фавор	Скворцов А.А. Пармитано Л. Кук К.	
14	Союз МС-14	743		22.08.19 (03:38:32utc) – 07.09.19 (00:32: мск)	27.08.19-06.09.19	15с 17ч 53м	Первый запуск КК «Союз МС» на РН «Союз-2.1а».	-	-	-	24.08.19 – неудачная попытка стыковки в автоматическом режиме к модулю «Поиск» из-за сбоя в системе «Курс». КК доставил на МКС антропоморфного робота Skybot F-850 (FEDOR).
15	Союз МС-15	744		25.09.19-17.04.20	25.09.19-17.04.20	204с 15ч 18м	62-я основная экспедиция на МКС/ЭП-19	Скрипочка О.И. Меир Дж. *(США)* Аль-Мансури Х. *(ОАЭ)* *Дублеры:* Рыжиков С.Н. Маршбёрн Т. *(США)* Аль-Нияди С. *(ОАЭ)*	Сармат Фавор	Скрипочка О.И. Меир Дж. Морган Э.	Аль-Мансури Х. вернулся на Землю на КК «Союз МС-12».
	Союз МС-16						63-я основная экспедиция на МКС	Тихонов Н.В. Бабкин А. Кэссиди К. *(США)* *Дублеры:* Иванишин А.В. Вагнер И.В.	? Иркут		Российский экипаж был заменен на дублеров по медицинским показаниям.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
16	Союз МС-16	745		09.04.20 - 22.10.20	09.04.20 - 22.10.20	195с 18ч 49м	63-я основная экспедиция на МКС	Иванишин А.В. Вагнер И.В. Кэссиди К. *(США)* *Дублеры:* Рыжиков С.Н. Бабкин А.Н. Боуэн С. *(США)*	Иркут Фавор	Иванишин А.В. Вагнер И.В. Кэссиди К.	
17	Союз МС-17	747		14.10.20 (05:45:04utc) – 17.04.21	14.10.20 – 17.04.21	184с 23ч 10м	64-я основная экспедиция на МКС	Рыжиков С.Н. Кудь-Сверчков С.В. Рубинс К. *(США)* *Дублеры:* Новицкий О.В. Дубров П.В. Ванде Хей М. *(США)* *Резерв:*[1] Шкаплеров А.Н. Бабкин А.Н.	Фавор Казбек Астрей		
–	Союз МС-18			09.04.21			65-я основная экспедиция на МКС	Новицкий О.В. Дубров П.В. Корсаков С.В. *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Артемьев О.Г. Петелин Д.А.	Казбек		По договоренности Роскосмоса и NASA вместо Корсакова в экипаж включен Ванде Хей в обмен на место в американском КК в 2023 году.

[1] Резервный экипаж, назначенный в связи с пандемией коронавируса Covid-19.

№	Наименование	Сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ДОС	Длительность полета	Назначение запуска	Экипаж КК при старте	Позывной	Экипаж КК при посадке	Примечание
18	Союз МС-18 «Ю.А.Гагарин»	750		09.04.21 - 17.10.21	09.04.21- 17.10.21	190с 20ч 53м	65-я основная экспедиция на МКС	Новицкий О.В. Дубров П.В. Ванде Хей М. *(США)* *Дублеры:* Шкаплеров А.Н. Артемьев О.Г. Макклейн А. *(США)*	Казбек	Новицкий О.В. Шипенко К.А. Пересильд Ю.С.	
19	Союз МС-19	751		05.10.21- 30.03.22[1]	05.10.21- 30.03.22[1]	176с 02ч 32м[1]	66-я основная экспедиция на МКС / ЭП-20а	Шкаплеров А.Н. Шипенко К.А. Пересильд Ю.С. *Дублеры:* Артемьев Олег Дудин А.В. Мордовина А.В. *Резерв:* Петелин Д.А. Корсаков С.В.	Астрей	Шкаплеров А.Н. Дубров П.В. Ванде Хей М.	Полет кинорежиссера и актрисы для съемок художественного фильма «Вызов». Шипенко и Пересильд вернулись на Землю в КК «Союз МС-18».
20	Союз МС-20	752		08.12.21 - 20.12.21	08.12.21 - 20.12.21	11с 19ч 35м	ЭП-20	Мисуркин А.А. Маэдзава Ю. *(Япония)* Хирано Й. *(Япония)* *Дублеры:* Скворцов А.А. Огисо Ш. *(Япония)*	Альтаир	Мисуркин А.А. Маэдзава Ю. Хирано Й.	Туристический полет на МКС.
	Союз МС-21			18.03.22[1]			67-я основная экспедиция на МКС	Артемьев О.Г. Матвеев Д.В. Корсаков С.В. *Дублеры:* Прокопьев С.В. Кикина А.Ю. Петелин Д.А.			

[1] Планируемая дата.

5.4. Перспективные проекты на базе КК «Союз»

5.4.1. Восьмиместный КК – спасатель для МКС

При проектировании станции «Freedom» NASA была вынуждена ориентироваться на использование в качестве «спасательной шлюпки» российских КК «Союз», так как США в это время располагали единственным типом пилотируемых КК – МТКК «Space Shuttle», которые не имели возможности совершать длительные полеты. Однако трехместный КК «Союз» также не решал полностью задачу спасения экипажа ОКС при численности экипажа более трех человек, в связи с чем американские конструкторы в некоторых проектах закладывали в проект ОКС постоянное дежурство двух КК «Союз».

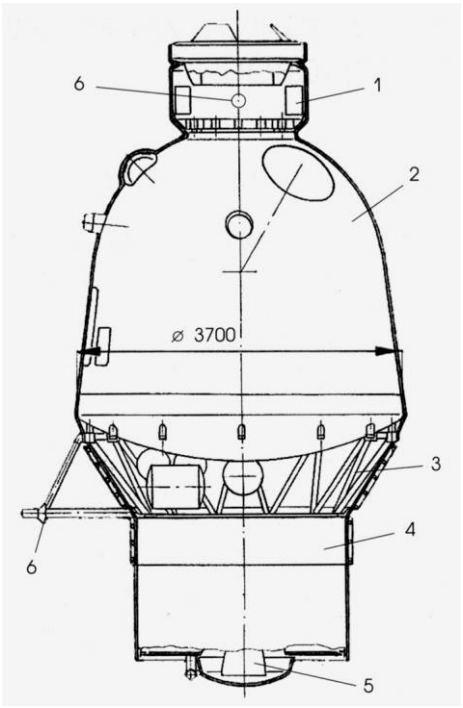
После достижения договоренности о совместном строительстве международной космической станции МКС советские инженеры активно включились в решение задачи подготовки спасательных средств для экипажа станции. В 1995 году в РКК «Энергия» начались проработки по кораблю-спасателю, совместно с фирмой «Rockwell International».

Предложенный КК состоял из стыковочного отсека, спускаемого аппарата и приборно-агрегатного отсека.

Стыковочный отсек имел андрогинный стыковочный узел и, при необходимости, мог служить шлюзом для выхода из КК, находящегося в свободном полете.

СА представлял собой увеличенный в размерах СА КК «Союз». Максимальный диаметр СА – 3,7 м, масса – 8 т. СА рассчитывался на возвращение из космоса экипажа численностью 8 человек.

Приборно-агрегатный отсек разрабатывался на базе ПАО КК «Союз ТМ» 11Ф732.



1 – навесной отсек со стыковочным узлом
2 – спускаемый аппарат
3 – переходный отсек
4 – приборно-агрегатный отсек
5 – основной ЖРД (с защитной крышкой)
6 – узлы крепления в МКК Space Shuttle

Рис. 1.93. КК «Союз-спасатель» для МКС

Стартовая масса КК – 12,5 т. Полная длина КК – 7,2 м.

КК должен был доставляться к МКС в грузовом отсеке МТКК «Space Shuttle» и находиться в пристыкованном к МКС состоянии в течение необходимого периода до 5 лет.

Работы по этому проекту были прекращены в 1996 году после принятия NASA решения о временном использовании в качестве корабля-спасателя модифицированного КК «Союз ТМ». Предполагалось, что позднее США создадут специальный пилотируемый КК, который и будет в дальнейшем выполнять функцию «спасателя» на МКС.

5.4.2. Проект КК «Евро-Союз»

В начале 2000-х годов Европейское космическое агентство ESA в очередной раз вернулось к рассмотрению вопроса о создании пилотируемого КК, который обеспечил бы для Европы независимый доступ в космос. В качестве основных задач КК рассматривались:

- доставка экипажей на орбитальную станцию;
- автономные полеты по орбите ИСЗ;
- спасательные операции на околоземной орбите;
- полеты к Луне.

Тема получила наименование ACTS (Advanced Crew Transportation System).

Российская сторона последовательно представила несколько проектов модификации КК «Союз», которые обеспечили бы выполнение требований ESA. Неофициально за вариантами КК «Союз», модифицируемого по теме ACTS, закрепилось название «Евро-Союз». Ниже приводятся некоторые варианты проекта КК «Евро-Союз».

5.4.2.1. Проект КК «Союз-К»

В 2005 году президент РКК «Энергия» Н. Севастьянов предложил ESA проект КК для полетов к Луне, условно названный «Союз-К». КК «Союз-К» должен был создаваться на базе существующего КК «Союз ТМА», при этом требовался ряд доработок.

К этим доработкам относилось:

- увеличение запаса топлива с 900 кг до 6 100 кг;
- усиление теплозащиты спускаемого аппарата;
- увеличение ресурса СЖО;
- модернизация систем связи и навигации.

По сравнению с исходным КК «Союз ТМА» модифицированный КК «Союз-К» становился длиннее на 1 м и приобретал дополнительный блок сбрасываемых топливных баков. Стартовая масса КК должна была составить 13,2 т, в т.ч. 3,7 т – масса сбрасываемых баков. Запас топлива составлял 2,8 т в основных баках, расположенных в ПАО, и 3,3 т – в сбрасываемых баках.

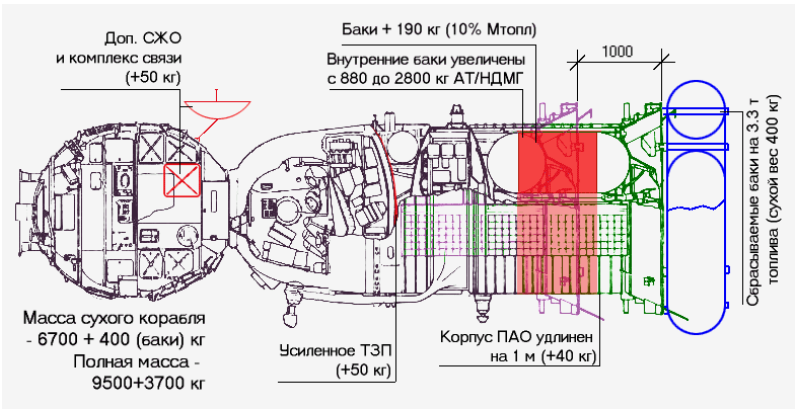


Рис. 1.94. КК «Союз-К»

Схема доработок КК показана на рис. 1.94.

КК «Союз-К» должен был выводиться на орбиту ИСЗ и стыковаться с разгонным блоком, который переводил бы «Союз-К» на траекторию полета к Луне. При подлете к Луне «Союз-К» с помощью собственной ДУ должен был выходить на окололунную орбиту, а после выполнения программы полета вокруг Луны очередным включением ДУ переходить на траекторию возвращения к Земле.

Озвученным недостатком проекта «Союз-К» было то, что СА мог вместить не более трех человек, в то время, как по требованиям ESA численность экипажа должна была составлять 6-8 человек.

5.4.2.2. Проект КК «Евро-Союз»

В 2006 году РКК «Энергия» предложила ESA новый проект российско-европейского КК на базе КК «Союз ТМА», условно названный «Союз-ACTS», или «Евро-Союз». Предлагалось, что РКК «Энергия» разработает СА и ПАО на базе конструкции КК «Союз ТМА», при этом

СА будет увеличен для размещения экипажа из четырех человек. ESA поручалась разработка нового бытового отсека цилиндрической формы.

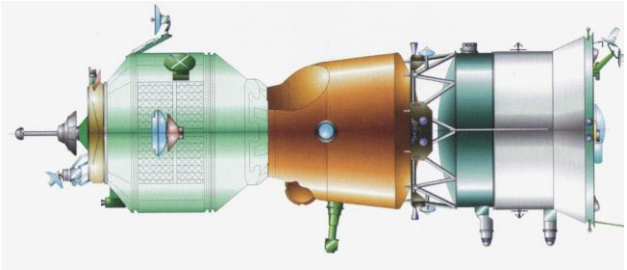


Рис. 1.95. КК «Союз-ACTS» (концепция РКК «Энергия»)

В свою очередь, ESA пересмотрела предложенный проект и выдвинула альтернативное предложение. По концепции ESA РКК «Энергия» должна была разработать СА такой же формы («фара»), но увеличенного размера (максимальный диаметр – 4,48 м) для размещения экипажа из шести человек. Бытовой отсек КК должен был создаваться на базе модуля «Columbus», а в качестве ПАО предполагалось использовать служебный модуль транспортного корабля ATV.

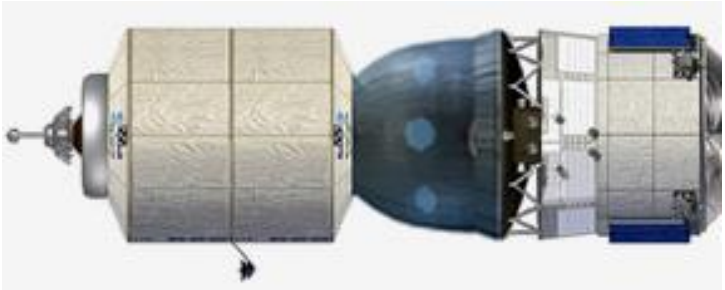


Рис. 1.96. КК «Союз-ACTS» (концепция ESA)

После изучения концепции ESA было решено отказаться от бытового отсека, который при аварийной ситуации должен был бы уводиться двигателями САС от аварийной РН совместно с СА. Это, при выбранных габаритах отсеков, создавало значительные технические трудности.

Вторым кардинальным изменением проекта стало изменение формы возвращаемого аппарата с «фары» на «конус», вследствие чего проект нового КК перестал являться модификацией КК «Союз» и название «Евро-Союз» больше не использовалось.

О дальнейших разработках российско-европейского пилотируемого КК см. п. 7.15.2.4 и п. 8.5.

5.4.3. Коммерческий Проект DSE-Alpha

В 2005 году Н.Н. Севастьянов, президент и Генеральный конструктор РКК «Энергия» имени С.П. Королева, провел презентацию, посвященную началу коммерческого проекта «Дальние космические путешествия – Альфа» (Deep Space Expeditions – DSE-Alpha). Участниками проекта были названы Роскосмос, РКК «Энергия» и компания Space Adventures.

Проект предусматривал модернизацию КК «Союз» и блока «Д» для выполнения полетов вокруг Луны по облетной траектории (без выхода на орбиту ИСЛ). В отличие от полетов КК 11Ф91 «Зонд» полеты по программе DSE-Alpha предполагалось выполнять по двухпусковой схеме.

Модификация КК «Союз» (за основу должен был быть взят КК «Союз ТМА») предполагала усиление теплозащитного экрана СА, разработку новой навигационной системы, существенную доработку СЖО и других систем.

Экипаж должен был состоять из трех человек: один профессиональный космонавт и два «туриста».

Было предложено две схемы «туристического» полета:

Схема 1:

- запуск КК Союз» на орбиту ИСЗ;
- запуск блока «Д» с помощью РН «Протон-М»;
- стыковка на орбите ИСЗ КК «Союз» с блоком «Д»;
- выведение КК «Союз» с помощью блока «Д» на облетную траекторию вокруг Луны;
- облет Луны;
- возвращение к Земле и посадка.

Схема 2:

- запуск КК Союз» на орбиту ИСЗ;
- сближение и стыковка КК «Союз» с МКС;
- пребывание экипажа на борту МКС в течение 10-12 дней;
- запуск блока «Д» с помощью РН «Протон-М»;
- отстыковка КК «Союз» от МКС;
- стыковка на орбите ИСЗ КК «Союз» с блоком «Д»;
- выведение КК «Союз» с помощью блока «Д» на облетную траекторию вокруг Луны;
- облет Луны;
- возвращение к Земле и посадка.

Полет по первой схеме должен был продлиться 9 суток, по второй – 21 сутки.

Компания Space Adventures должна была искать желающих совершить полет вокруг Луны за 100 млн. долларов (была названа такая ориентировочная стоимость «билета»), а также спонсоров для финансирования доработки КК «Союз» и блока «Д» и проведения всех необходимых наземных и летных отработок. При начале финансирования в 2005 году предполагалось первый коммерческий облет Луны выполнить в 2010 г.

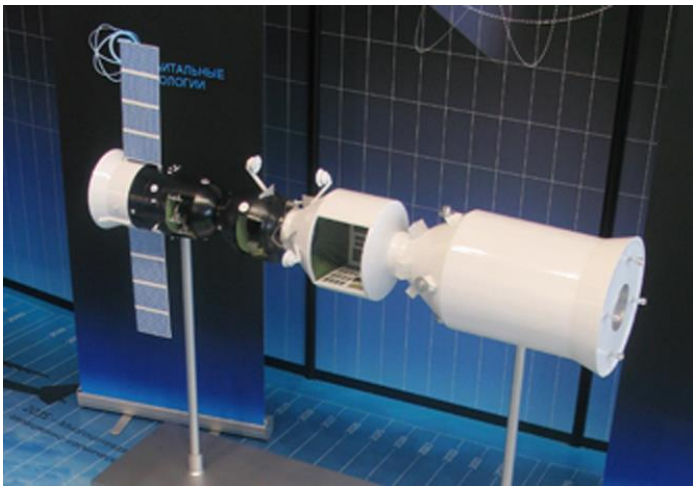


Рис. 1.97. Макет лунного облетного комплекса

Идея совершать полеты вокруг Луны на модернизированном КК «Союз» неоднократно всплывала в последующие годы. На авиасалоне «МАКС 2011» РКК «Энергия» даже демонстрировала макет лунного облетного комплекса, состоящего из КК «Союз», жилого отсека и разгонного блока (рис. 1.97). Однако, в связи с принятием решения о разработке КК «Федерация», работы по проекту лунного КК «Союз» были прекращены.

5.4.4. Проект «Союз ЛВ»

В 2018 году Генеральный директор госкорпорации Роскосмос Дмитрий Рогозин заявил, что NASA просит Россию модернизировать КК «Союз», обеспечив ему возможность совершать полеты к Луне. Это должно обеспечить вторую, резервную линию сообщения с окололунной станцией «Gateway»[1]. В январе 2019 года РКК «Энергия» начала работу по проекту лунного облетного комплекса под условным названием «Союз ЛВ» («Союз – лунный вариант»), используя наработки 2005-2016 годов.

В проекте был представлен вариант двухпусковой схемы полета к Луне. Перелётный комплекс новой системы будет состоять из модернизированной версии КК «Союз МС» и разгонного блока, которые будут доставляться к МКС двумя запусками ракет-носителей «Союз-2.1а». Модернизации должны быть подвергнуты системы связи, жизнеобеспечения, терморегулирования, электропитания. Должны быть усилены теплозащита и радиационная защита. Также должны быть установлены новые звёздные датчики, приборы ручного управления, дополнительные двигатели. Система навигации и управления должна быть доработана для обеспечения оптимальной траектории с двойным погружением при входе в атмосферу со второй космической скоростью.

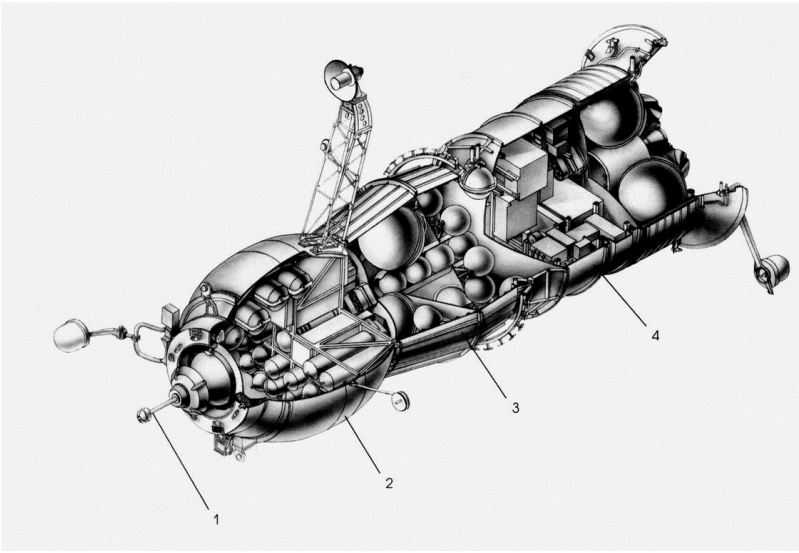
[1] См. том 2, часть 1, п. 8.3.3 и том 4, часть 1, п.8.2.

5.5. Грузовой вариант «Союза»

Для снабжения орбитальных станций расходуемыми материалами (воздух, вода, топливо для двигательных установок), а также для доставки на станции различных грузов был разработан грузовой беспилотный вариант КК «Союз», получивший название ТКГ (транспортный корабль грузовой) 7К-ТГ «Прогресс».

5.5.1. 7К-ТГ «Прогресс» (11Ф615А15)

7К-ТГ «Прогресс» (11Ф615А15) – невозвращаемый беспилотный КА для снабжения ОКС «Салют» расходуемыми материалами и грузами, разработанный на основе КК «Союз» 7К-Т (11Ф615А8). Сближение и стыковка КА с ОКС выполнял в автоматическом режиме. Основное отличие ТКГ «Прогресс» от КК «Союз» заключалось в замене спускаемого аппарата негерметичным отсеком компонентов дозаправки, в котором размещались емкости с топливом и другими расходуемыми материалами. Приборно-агрегатный отсек был увеличен в длину на 0,6 м для размещения дополнительной аппаратуры. Бытовой отсек превратился в грузовой отсек, через который проходили в стыковочный агрегат магистрали для перекачки компонентов топлива из баков отсека дозаправки в баки ОКС. Грузы размещались по всему герметичному отсеку, и космонавты после пристыковки грузового корабля к ОКС открывали люк и вручную переносили все грузы в помещения станции. После разгрузки экипаж ОКС переносил накопившийся на станции «мусор» в грузовой отсек «Прогресса», ТКГ отстыковывался от ОКС и, включив по команде с Земли тормозную двигательную установку, переходил на траекторию снижения. При входе в плотные слои атмосферы над заданным районом Тихого океана «Прогресс» разрушался полностью, так как не имел возвращаемых отсеков, покрытых теплозащитой.



1 – стыковочный агрегат
2 – грузовой отсек
3 – отсек компонентов дозаправки
4 – приборно-агрегатный отсек

Рис. 1.98. ТКГ 7К-ТГ «Прогресс» 11Ф615А15

Масса полностью загруженного и заправленного ТКГ «Прогресс» – 7,0 т, масса доставляемых грузов – 2,1-2,5 т, в том числе масса доставляемого топлива – 1,0 т, масса грузов в грузовом отсеке – 1,3 т. Длина ТКГ – 7,92 м, максимальный диаметр – 2,72 м. Длина герметичного грузового отсека с активным стыковочным узлом – 3,15 м, максимальный диаметр – 2,2 м, объем – 6,6 м^3. Солнечные батареи отсутствуют. Время автономного полета – до 4 суток; время полета в составе ОКС – до 2 месяцев. Выведение ТКГ «Прогресс» на орбиту выполнялось РН 11К511У «Союз».

Первый старт ТКГ «Прогресс» состоялся 20.01.78 г.

Несколько ТКГ «Прогресс» были подготовлены для полетов к ОПС «Алмаз», для чего на них устанавливалась система сближения и стыковки, разработанная по программе «Алмаз».

Сведения по запускам ТКГ «Прогресс» приведены в табл. 1.27.

Табл. 1.27. Полеты ТКГ «Прогресс» 7К-ТГ 11Ф615А15

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс-1	102	20.01.78- 08.02.78	22.01.78-06.02.78	18с 17ч 35м*[1]		2 147	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
2	Прогресс-2	101	07.07.78-04.08.78	09.07.78-02.08.78	27с 14ч 5м*	6 842	1 858	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
3	Прогресс-3	103	08.08.78-23.08.78	10.08.78-21.08.78	15с 18ч 59м	6 947	1 951	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
4	Прогресс-4	105	04.10.78-26.10.78	06.10.78-24.10.78	22с 17ч 19м*	6 953	2 149	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
5	Прогресс-5	104	12.03.79-05.04.79	14.03.79-03.04.79	23с 19ч 17м		1 585	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
6	Прогресс-6	106	13.05.79-09.06.79	15.05.79-08.06.79	27с 14ч 36м*	6 406	1 487	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
7	Прогресс-7	107	28.06.79-20.07.79	30.06.79-18.07.79	21с 16ч 32м*	6 304	1 313	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
8	Прогресс-8	108	27.03.80-26.04.80	29.03.80-25.04.80	29с 12ч 01м*	6 741	1 759	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
9	Прогресс-9	109	27.04.80-22.05.80	29.04.80-20.05.80	24с 18ч 20м*		1 780	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
10	Прогресс-10	110	29.06.80-19.07.80	01.07.80-18.07.80	19с 21ч 06м*	6 984	2 117	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
11	Прогресс-11	111	28.09.80-11.12.80	30.09.80-09.12.80	73с 22ч 50м*	6 961	2 086	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
12	Прогресс-12	113	24.01.81-20.03.81	26.01.81-19.03.81	55с 02ч 41м*	6 976	2 100	Доставка груза на ДОС «Салют-6»
13	Прогресс-13	114	23.05.82-06.06.82	25.05.82-04.06.82	13с 18ч 06м*	7 032	2 116	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
14	Прогресс-14	117	10.07.82-13.08.82	12.07.82-11.08.82	33с 15ч 31м*	7 028	1 981	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
15	Прогресс-15	112	18.09.82-16.10.82	20.09.82-14.10.82	28с 12ч 09м*	7 020	1 969	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
16	Прогресс-16	115	31.10.82-14.12.82	02.11.82-13.12.82	44с 05ч 56м*	7 015	2 136	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
17	Прогресс-17	119	17.08.83-18.09.83	19.08.83-17.09.83	31с 11ч 35м*	7 020	1 968	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
18	Прогресс-18	118	20.10.83-16.11.83	22.10.83-13.11.83	26с 18ч 19м*	6 963	1 879	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
19	Прогресс-19	120	21.02.84-01.04.84	23.02.84-31.03.84	40с 11ч 32м*	7 013	2 094	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
20	Прогресс-20	121	15.04.84-07.05.84	17.04.84-06.05.84	21с 16ч 20м*	7 223	2 376	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
21	Прогресс-21	116	08.05.84-26.05.84	10.05.84-26.05.84	18с 16ч 13м*	6 986	2 080	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
22	Прогресс-22	122	28.05.84-15.07.84	30.05.84-15.07.84	48с 04ч 39м*	7 029	2 126	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
		123						Был предназначен для полета к ДОС «Салют-7». Из-за прекращения работ с ДОС «Салют-7» ТКГ был использован в качестве задела для изготовления ТКГ другой серии.

[1] Здесь и далее звездочкой помечена длительность полета, рассчитанная по моменту выдачи тормозного импульса, а не по моменту падения обломков.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
23	Прогресс-23	124	14.08.84-28.08.84	16.08.84-26.08.84	13с 19ч 00м*	7 013	2 267	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
24	Прогресс-24	125	21.06.85-16.07.85	23.06.85-15.07.85	24с 23ч 20м	7 005	1 977	Доставка груза на ДОС «Салют-7»
25	Космос-1669	126	19.07.85-30.08.85	21.07.85-29.08.85	41с 10ч 55м*	7 020	2 254	Доставка груза на ДОС «Салют-7». Из-за первоначального нераскрытия штанги с антенной системы «Игла» КА не был официально объявлен, как ТКГ «Прогресс».
		127						Первоначально планировались для доставки груза на ДОС «Салют-7». Переоборудованы для полета к ДОС «Мир».
		128						
		129						Первоначально предназначались для испытаний ракетного оружия «космос-космос» в рамках программы БОС «Каскад».Были использованы в качестве задела для изготовления ТКГ с другими номерами.
		130						
		131						
		132						
		133						
26	Прогресс-25	134	19.03.86-21.04.86	21.03.86-20.04.86	32с 14ч 40м	7 270	2 482	Доставка груза на ДОС «Мир»
27	Прогресс-26	136	23.04.86-23.06.86	27.04.86-22.06.86	60с 20ч 01м*	7 231	2 405	Доставка груза на ДОС «Мир»
28	Прогресс-27	135	16.01.87-25.02.87	18.01.87-23.02.87	40с.09ч 59м	7 230	2 406	Доставка груза на ДОС «Мир»
29	Прогресс-28	137	03.03.87-28.03.87	05.03.87-26.03.87	24с 16ч 34м	7 246	2 084	Доставка груза на ДОС «Мир»
30	Прогресс-29	127	21.04.87-11.05.87	23.04.87-11.05.87	19с 17ч 13м	7 100	2 227	Доставка груза на ДОС «Мир»
31	Прогресс-30	128	19.05.87-19.07.87	21.05.87-19.07.87	61с 01ч 40м	7 249	1 856	Доставка груза на ДОС «Мир»
32	Прогресс-31	138	03.08.87-23.09.87	06.08.87-22.09.87	50с 04ч 17м	7 212	2 441	Доставка груза на ДОС «Мир»
33	Прогресс-32	139	24.09.87-19.11.87	26.09.87-10.11.87 10.11.87-17.11.87	56с 01ч 14м	7 035	2 341	Доставка груза на ДОС «Мир»
34	Прогресс-33	140	21.11.87-19.12.87	23.11.87-19.12.87	28с 13ч 50м	6 895	2 082	Доставка груза на ДОС «Мир»
		141						По неофициальным данным, при проверке герметичности систем из-за ошибки технического персонала произошло разрушение топливных емкостей, после чего ТКГ был возвращен на завод-изготовитель и разобран.
35	Прогресс-34	142	21.01.88-04.03.88	23.01.88-04.03.88	43с 08ч 38м	7 078	2 324	Доставка груза на ДОС «Мир», в т.ч. экспери-ментальной секции солнечной батареи.
36	Прогресс-35	143	24.03.88-05.05.88	26.03.88-05.05.88	42с 09ч 51м	7 037	2 283	Доставка груза на ДОС «Мир»

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
37	Прогресс-36	144	13.05.88-06.06.88	15.05.88-05.06.88	23с 20ч 48м	7 077	2 237	Доставка груза на ДОС «Мир»
38	Прогресс-37	145	19.07.88-12.08.88	21.07.88-12.08.88	24с 16ч 33м	7 065	2 305	Доставка груза на ДОС «Мир»
39	Прогресс-38	146	10.09.88-23.11.88	12.09.88-23.11.88	74с 19ч 33м	7 027	2 282	Доставка груза на ДОС «Мир»
40	Прогресс-39	147	25.12.88-07.02.89	27.12.88-07.02.89	44с 09ч 37м	7 015	2 242	Доставка груза на ДОС «Мир»
41	Прогресс-40	148	10.02.89-05.03.89	12.02.89-03.03.89	22с 17ч 05м	7 022	1 993	Доставка груза на ДОС «Мир»
42	Прогресс-41	149	16.03.89-25.04.89	18.03.89-21.04.89	39с 17ч 18м	6 995	2 238	Доставка груза на ДОС «Мир». ТКГ после отделения от ДОС совершил неконтролируемый сход с орбиты из-за нехватки топлива на торможение.
43	Прогресс-42	150	05.05.90-27.05.90	08.05.90-27.05.90	21с 15ч 43м	7 011	2 409	Доставка груза на ДОС «Мир»

5.5.2. 7К-ТГМ «Прогресс М» (11Ф615А55)

7К-ТГМ «Прогресс М» (11Ф615А55) – ТКГ, разработанный на смену 7К-ТГ «Прогресс» 11Ф615А15. Основное отличие – ТКГ разработан на базе транспортного КК 7К-СТ «Союз Т» 11Ф732. Имеет более совершенную двигательную установку и систему ориентации, оснащен солнечными батареями. Максимальная масса доставляемого на ДОС топлива – 0,8 т, доставляемых сухих грузов – 1,8 т. Герметичный объем грузового отсека – 7 м^3. Стартовая масса – 7,3 т.

На ТКГ «Прогресс М» установлена БЦВМ «Аргон-16», новая система автоматического сближения и стыковки «Курс», предназначенная для полетов к ДОС «Мир», командная радиолиния «Квант», объединены топливные баки собственной ДУ и баки отсека топливных компонентов.

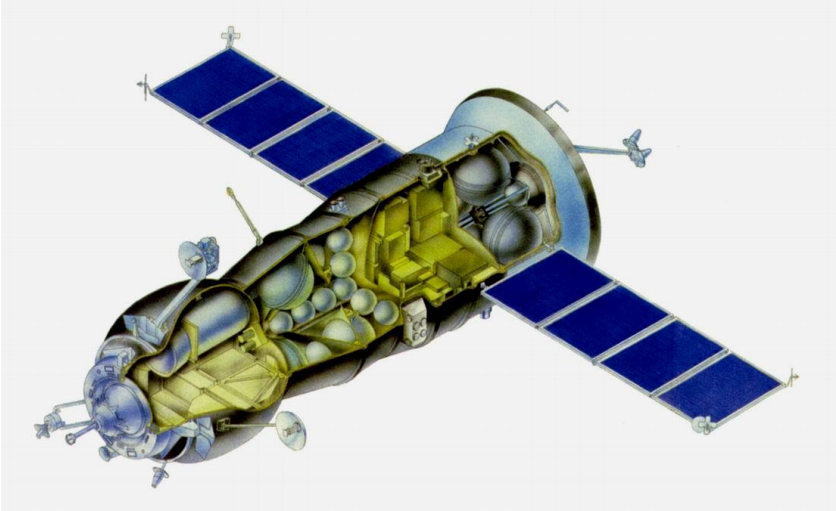


Рис. 1.99. ТКГ 7К-ТГМ «Прогресс М» 11Ф615А55

В грузовом отсеке КА может устанавливаться возвращаемая баллистическая капсула (ВБК) «Радуга» либо специальное обрудование для проведения экспериментов в космосе во время автономного полета ТКГ – как правило, после расстыковки с ДОС.

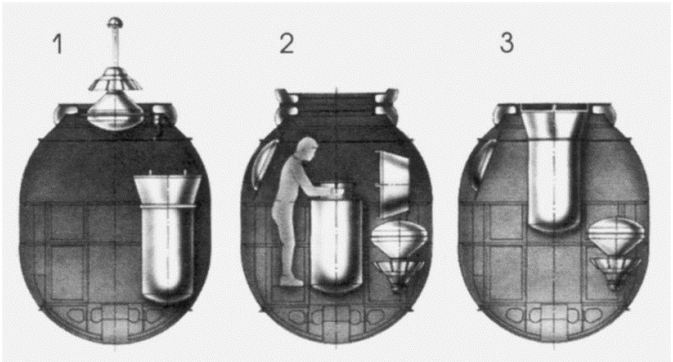
Заводская нумерация ТКГ велась с №201 по №249. К моменту изготовления очередного ТКГ номер 250 был уже использован – с этого номера была начата новая серия ТКГ «Прогресс М1», – поэтому для ТКГ «Прогресс М-50» и далее использовалась нумерация с №350.

Краткая информация по полетам ТКГ «Прогресс М» приведены в табл. 1.31.

5.5.2.1. Возвращаемая баллистическая капсула «Радуга»

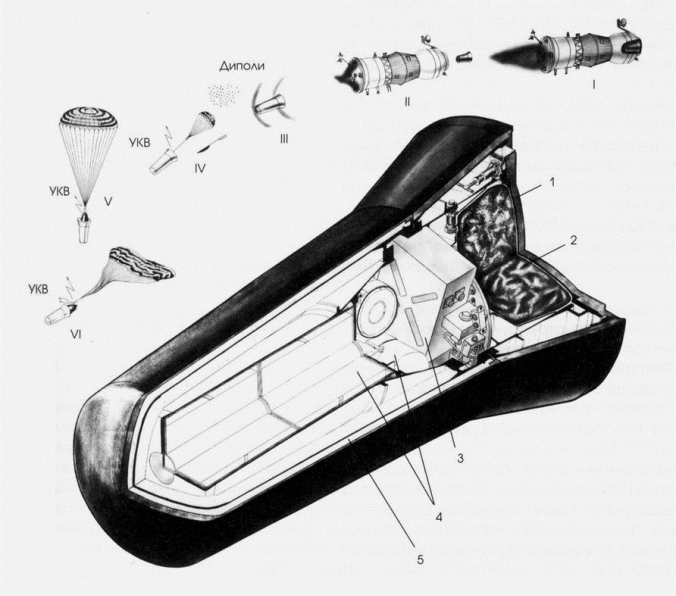
Для доставки груза с орбитальных станций на Землю в РКК «Энергия» в 1990 году была разработана возвращаемая баллистическая капсула (ВБК) «Радуга». Как известно, ТКГ «Прогресс» не имеет возвращаемого аппарата, а СА транспортных КК «Союз» не имеет достаточных возможностей по объему и грузоподъемности для возвращения грузов с ДОС. Таким образом, ВБК «Радуга» явилась на тот период времени единственным средством доставки груза с орбиты ИСЗ на Землю. Масса ВБК – 350 кг, масса возвращаемого груза – до 150 кг. Длина капсулы – 1,47 м, диаметр – 0,78 м.

ВБК размещается в грузовом отсеке ТКГ «Прогресс М» (рис. 1.100, поз.1). После стыковки ТКГ с ДОС и разгрузки «Прогресса М» экипаж станции загружает возвращаемые грузы в ВБК (рис. 1.100, поз.2). Затем ВБК переводится космонавтами из транспортного положения в положение для отстрела (рис. 1.100, поз.3). После отделения ТКГ «Прогресс М» от ДОС и выдачи тормозного импульса ВБК выталкивается из грузового отсека ТКГ и совершает баллистическое торможение в атмосфере и спуск на парашюте. Ударные перегрузки при приземлении капсулы – до 100g.



1 – исходное положение ВБК в грузовом отсеке КА
2 – загрузка возвращаемых грузов в ВБК
3 – установка ВБК в положение отстрела

Рис. 1.100. Подготовка ВБК «Радуга» к возвращению на Землю



I – Выдача тормозного импульса
II – Выталкивание капсулы на высоте 110-130 км
III – Баллистический спуск капсулы
IV – Отстрел крышки тормозного контейнера, раскрытие тормозного парашюта на высоте 11-17 км
V – Раскрытие основного парашюта
VI – Посадка капсулы, включение радиопередатчика и светоимпульсного маяка

1 – крышка парашютного контейнера
2 – парашютная система
3 – приборы и оборудование
4 – возвращаемый груз
5 – теплозащитное покрытие

Рис. 1.101. Возвращаемая баллистическая капсула ВБК «Радуга» и схема возвращения на Землю

Рис. 1.101 показывает внутреннее устройство и схему возвращения ВБК.

За период 1990-1994 годов к ДОС «Мир» было доставлено 9 ТКГ «Прогресс М» с ВБК «Радуга», которые были затем возвращены на Землю. В табл. 1.28 приведена краткая информация о полетах этих ТКГ.

Табл. 1.28. Запуски ТКГ «Прогресс М» с ВБК «Радуга»

№	Наименование	Дата запуска КА и завершения полета	Примечание
1	Прогресс М-5	27.09.90-28.11.90	
2	Прогресс М-7	19.03.91-07.05.91	ВБК не была найдена после возвращения. При подготовке капсулы к спуску экипажем ДОС были допущены ошибки, которые, вероятно, привели к разрушению ВБК в атмосфере.
3	Прогресс М-9	20.08.91-30.09.91	
4	Прогресс М-10	17.10.91-20.01.92	
5	Прогресс М-14	15.08.92-21.10.92	
6	Прогресс М-18	22.05.93-04.07.93	
7	Прогресс М-19	10.08.93-12.10.93	
8	Прогресс М-20	11.10.93-21.11.93	
9	Прогресс М-23	22.05.94-02.07.94	

5.5.2.2. Варианты капсулы «Радуга»

НПО «Энергия» разработало ряд модификаций ВБК «Радуга» для выполнения технологических и других экспериментов в невесомости с последующим возвращением получаемых результатов этих исследований на Землю. Модифицированные ВБК, получившие обозначение ОМА (Орбитальные Малые Аппараты), должны были оснащаться приборно-агрегатными отсеками и выводиться на орбиту высотой 350-800 км ракетами-носителями «Космос-3М» и «Циклон».

ОМА, предназначенные для запусков РН «Космос-3М», отличались размерами приборно-агрегатных отсеков, что было вызвано различным количеством топлива двигательной установки.

Энергопитание бортовой аппаратуры должны были обеспечивать солнечные батареи. Размеры возвращаемых аппаратов ОМА полностью такие же, как у ВБК «Радуга».

КА, разрабатывавшийся для запуска РН «Циклон», должен был иметь увеличенные размеры и массу. Длина возвращаемой капсулы 2,35 м, максимальный диаметр 1,8 м. Капсулу планировалось оснастить двигателями мягкой посадки для снижения ударных перегрузок при приземлении до 20g. КА планировалось выводить на круговую орбиту ИСЗ высотой 800 км.

Дополнительная информация приведена в п. 7.14.1.

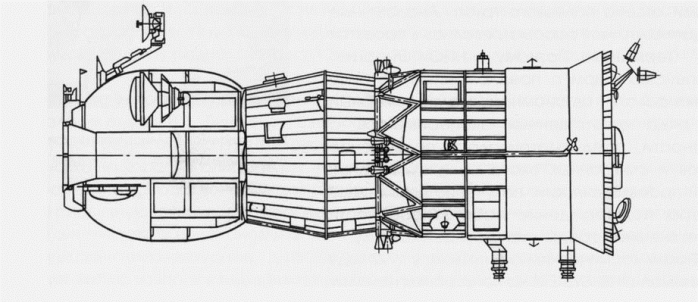


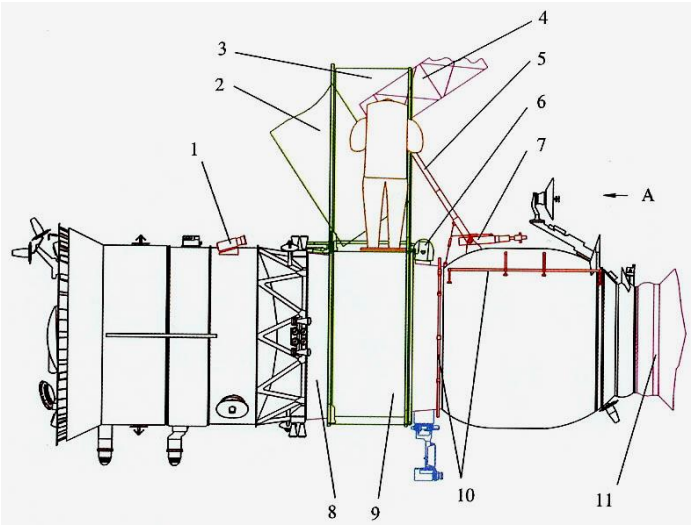
Рис. 1.102. ТКГ «Прогресс М» с ВБК «Радуга»

5.5.2.3. Вариант ТКГ 7К-ТГМ для доставки ВДУ

Во время эксплуатации орбитального комплекса «Мир» дважды появлялась необходимость доставки к комплексу выносных двигательных установок (ВДУ), которые должна была быть установлены на конце фермы «Софора» и служить для управления ориентацией комплекса. Доставка ВДУ к ДОС «Мир» осуществлялась модифицированным грузовым кораблем 7К-ТГМ, в котором вместо отсека дозаправки был установлен специальный отсек. Внутри отсека размещалась ВДУ, механизм выдвижения и фиксации ВДУ, а также небольшой дополнительный грузовой отсек. Были произведены незначительные доработки корпусов отсеков для обеспечения работы экипажа ДОС «Мир» во время монтажа ВДУ – установка поручней, видеокамер, опорных площадок для космонавтов.

Было изготовлено и запущено два ТКГ этой модификации – «Прогресс М-14», доставивший ВДУ-1, и «Прогресс М-38», доставивший ВДУ-2 для замены ВДУ-1.

Монтаж ВДУ производился двумя членами экипажа основной экспедиции на ДОС «Мир», которые в скафандрах выходили через шлюзовую камеру в открытый космос, перемещались по поручням к ТКГ и производили все необходимые операции по монтажу ВДУ на ферме «Софора».



1 – дополнительные телекамеры
2 – ВДУ во время стыковки с фермой «Софора»
3 – ВДУ в выдвинутом положении
4 – ферма «Софора»
5 – опора временной фиксации фермы «Софора»
6 – механизм выдвижения ВДУ из транспортного положения
7 – транспортное положение опоры
8 – дополнительный грузовой отсек
9 – транспортное положение ВДУ
10 – поручни
11 – стыковочный узел ДОС «Мир»

Рис. 1.103. Грузовой корабль «Прогресс М-38»

В табл. 1.29 приведены основные данные по полетам транспортно-грузовых кораблей 7К-ТГМ этой модификации.

Табл. 1.29. Полеты модифицированных ТКГ 7К-ТГМ «Прогресс М» для доставки ВДУ

№ п/п	ТКГ	Даты старта-стыковки	Даты отстыковки-завершения полета	Груз	Экспедиция на ДОС «Мир»	Экипаж ДОС
1	Прогресс М-14	16.08.92 – 18.08.92	21.10.92 – 22.10.92	ВДУ-1	ЭО-12	Соловьёв А.Я. Авдеев С.В.
2	Прогресс М-38	15.03.98 – 17.03.98	15.05.98 – 16.05.98	ВДУ-2	ЭО-25	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М.

5.5.2.4. Эксперимент «Знамя»

ТКГ «Прогресс М» использовался также для проведения экспериментов по созданию тонкопленочных развертываемых конструкций. Разработчиком конструкции являлся консорциум «Космическая регата». Было проведено два эксперимента по раскрытию дисковых тонкопленочных отражателей, которые должны были играть роль зеркал для создания освещенного пятна на теневой стороне Земли путем направленного отражения солнечного света: «Знамя-2» и «Знамя-2,5».

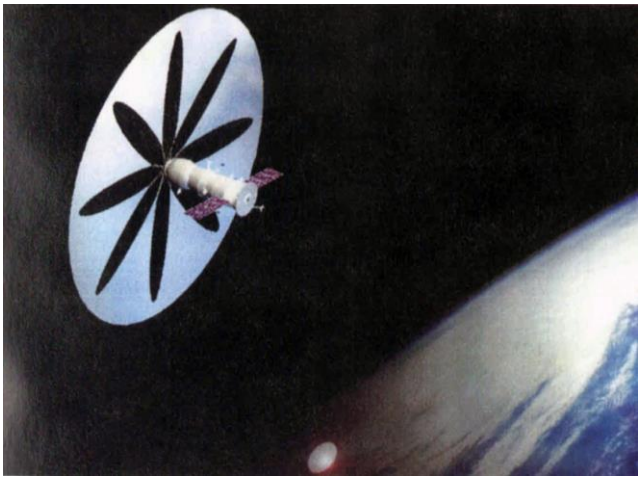


Рис. 1.104. Эксперимент «Знамя»

Эксперимент проводился в следующем порядке:

- экипаж ДОС «Мир» демонтировал стыковочный агрегат ТКГ, устанавливая вместо него агрегат развертывания отражателя;
- ТКГ отстыковывался от ДОС и отходил на безопасное расстояние;
- ТКГ ориентировался необходимым образом для того, чтобы направить отражаемый свет в заданном направлении;
- агрегат развертывания отражателя приводился в действие.

Оба эксперимента завершились неудачей: в первом случае в местах, где должен был наблюдаться отраженный свет, была облачная погода, и наблюдать эксперимент с Земли не получилось. Во втором случае произошло зацепление развертываемого полотна за элемент конструкции, и развернуть «зеркало» не удалось.

Табл. 1.30. Полеты ТКГ 7К-ТГМ «Прогресс М» с экспериментом «Знамя»

№ п/п	ТКГ	Эксперимент	Диаметр отражателя, м	Дата проведения эксперимента	Экспедиция на ДОС «Мир»	Экипаж ДОС
1	Прогресс М-15	Знамя-2	20	04.02.93	ЭО-13	Манаков Г.М. Полещук А.Ф.
2	Прогресс М-40	Знамя-2,5	25	04.02.99	ЭО-26	Падалка Г.И. Авдеев С.В.

Табл. 1.31. Полеты ТКГ «Прогресс М» 7К-ТГМ 11Ф615А55

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс М	201	23.08.89-01.12.89	25.08.89-01.12.89	100с 08ч 11м	7 270	2 682	Доставка груза на ДОС «Мир».
2	Прогресс М-2	202	20.12.89-09.02.90	22.12.89-09.02.90	51с 04ч 25м	7 300	2 726	Доставка груза на ДОС «Мир».
3	Прогресс М-3	203	01.03.90-28.04.90	03.03.90-27.04.90	58с 01ч 41м	7 249	2 643	Доставка груза на ДОС «Мир».
4	Прогресс М-4	204	15.08.90-20.09.90	17.08.90-17.09.90	36с 07ч 42м	7 294	2 689	Доставка груза на ДОС «Мир».
5	Прогресс М-5	206	27.09.90-28.11.90	29.09.90-28.11.90	60с 00ч 26м	7 320	2 594	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
6	Прогресс М-6	205	14.01.91-15.03.91	16.01.91-15.03.91	60с 03ч 16м	7 125	2 546	Доставка груза на ДОС «Мир».
7	Прогресс М-7	208	19.03.91-07.05.91	28.03.91-06.05.91	49с 04ч 15м	7 307	2 542	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир». ВБК после возвращения не была найдена.
8	Прогресс М-8	207	30.05.91-16.08.91	01.06.91-15.08.91	77с 22ч 52м	7 296	2 693	Доставка груза на ДОС «Мир». Доставлена ферма для выносной двигательной установки «Софора».
9	Прогресс М-9	210	20.08.91-30.09.91	23.08.91-30.09.91	40с 09ч 22м	7 311	2 730	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
10	Прогресс М-10	211	17.10.91-20.01.92	21.10.91-20.01.92	95с 11ч 58м	7 320	2 624	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
11	Прогресс М-11	212	25.01.92-13.03.92	27.01.92-13.03.92	48с 07ч 56м	7 320	2 576	Доставка груза на ДОС «Мир».
12	Прогресс М-12	213	20.04.92-28.06.92	22.04.92-27.06.92	69с 02ч 33м	7 320	2 748	Доставка груза на ДОС «Мир».
13	Прогресс М-13	214	30.06.92-24.07.92	04.07.92-24.07.92	23с 15ч 20м	7 320	2 752	Доставка груза на ДОС «Мир».
14	Прогресс М-14	209	16.08.92-22.10.92	18.08.92-21.10.92	67с 00ч 53м	7 176	2 532	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир». Доставлена выносная двигательная установка ВДУ-1.
15	Прогресс М-15	215	27.10.92-07.02.93	29.10.92-04.02.93	102с 13ч 24м	7 312	2 558	Доставка груза на ДОС «Мир». После расстыковки выполнен эксперимент «Знамя» по раскрытию зеркала диаметром 20м (неудачно).
16	Прогресс М-16	216	21.02.93-27.03.93	23.02.93-26.03.93 26.03.93-27.03.93	33с 15ч 52м*[1]	7 338	2 598	Доставка груза на ДОС «Мир».

[1] Звездочкой помечена длительность полета, рассчитанная по моменту выдачи тормозного импульса, а не по моменту падения обломков.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
17	Прогресс М-17	217	31.03.93-03.03.94	01.04.93-11.08.93	336с 23ч 54м	7 348	2 604	Доставка груза на ДОС «Мир». Из-за неточного выведения на орбиту получился перерасход топлива на сближение и стыковку. После расстыковки с ДОС ТКГ был оставлен на орбите для снижения высоты полета путем естественного торможения в атмосфере, затем минимальным тормозным импульсом был сведен с орбиты.
18	Прогресс М-18	218	22.05.93-04.07.93	24.05.93-03.07.93	43с 10ч 31м	7 012	2 192	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
19	Прогресс М-19	219	11.08.93-13.10.93	13.08.93-13.10.93	63с 01ч 58м	7 019	2 249	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
20	Прогресс М-20	220	12.10.93-21.11.93	14.10.93-21.11.93	40с 11ч 33м	7 046	2 210	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
21	Прогресс М-21	221	28.01.94-23.03.94	30.01.94-23.03.94	54с 03ч 01м	7 130	2 385	Доставка груза на ДОС «Мир».
22	Прогресс М-22	222	22.03.94-23.05.94	24.03.94-23.05.94	61с 23ч 45м	7 103	2 363	Доставка груза на ДОС «Мир».
23	Прогресс М-23	223	22.05.94-02.07.94	24.05.94-02.07.94	41с 10ч 39м	7 117	2 207	Доставка груза и ВБК «Радуга» на ДОС «Мир».
24	Прогресс М-24	224	25.08.94-05.10.94	02.09.94-04.10.94	40с 08ч 17м	6 992	2 355	Доставка груза на ДОС «Мир». При попытке повторной стыковки произошло столкновение с модулем «Квант» ДОС «Мир».
25	Прогресс М-25	225	11.11.94-16.02.95	13.11.94-16.02.95	97с 09ч 23м	7 125	2 380	Доставка груза на ДОС «Мир».
26	Прогресс М-26	226	15.02.95-15.03.95	17.02.95-15.03.95	27с 13ч 27м	7 139	2 388	Доставка груза на ДОС «Мир».
27	Прогресс М-27	227	09.04.95-23.05.95	12.04.95-23.05.95	43с 07ч 54м	7 170	2 390	Доставка груза на ДОС «Мир».
28	Прогресс М-28	228	20.07.95-04.09.95	22.07.95-04.09.95	46с 05ч 54м	7 125	2 379	Доставка груза на ДОС «Мир».
29	Прогресс М-29	229	08.10.95-19.12.95	10.10.95-19.12.95	71с 21ч 24м	7 122	2 382	Доставка груза на ДОС «Мир».
30	Прогресс М-30	230	18.12.95-22.02.96	20.12.95-22.02.96	65с 20ч 31м*	7 068	2 325	Доставка груза на ДОС «Мир».
31	Прогресс М-31	231	05.05.96-01.08.96	07.05.96-01.08.96	88с 13ч 29м	7 140	2 410	Доставка груза на ДОС «Мир».
32	Прогресс М-32	232	31.07.96-21.11.96	03.08.96-18.08.96 03.09.96-20.11.96	112с 02ч 42м*	7 130	2 402	Доставка груза на ДОС «Мир». С 18.08.96 г. по 03.09.96 г. ТКГ находился в автономном полете.
33	Прогресс М-33	233	20.11.96-12.03.97	22.11.96-06.02.97	112с 04ч 03м	7 190	2 200	Доставка груза на ДОС «Мир».
34	Прогресс М-34	234	06.04.97-02.07.97	08.04.97-24.06.97	86с 14ч 28м	7 156	2 430	Доставка груза на ДОС «Мир». При попытке повторной стыковки произошло соударение с модулем «Спектр» ДОС «Мир», приведшее к разгерметизации модуля.
35	Прогресс М-35	235	05.07.97-07.10.97	07.07.97-06.08.97 18.08.97-07.10.97	94с 13ч 11м	7 150	2 425	Доставка груза на ДОС «Мир». С 06.08.97 г. по 18.08.97 г. ТКГ находился в автономном полете.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
36	Прогресс М-36	237	05.10.97-19.12.97	08.10.97-17.12.97	74с 22ч 11м*	7 195	2 501	Доставка груза на ДОС «Мир». Доставка малого КА «X Mir Inspector» (Германия) для запуска с борта ТКГ «Прогресс».
37	Прогресс М-37	236	20.12.97-16.03.98	22.12.97-30.01.98 23.02.98-15.03.98	85с 14ч 19м	7 040	2 492	Доставка груза на ДОС «Мир». С 30.01.98 г. по 23.02.98 г. ТКГ находился в автономном полете.
38	Прогресс М-38	240	15.03.98-16.05.98	17.03.98-15.05.98	61с 22ч 53м*	7 007	2 377	Доставка на ДОС «Мир» выносной двигательной установки ВДУ-2.
39	Прогресс М-39	238	15.05.98-29.10.98	17.05.98-12.08.98 01.09.98-26.10.98	167с 06ч 02м	7 135	2 437	Доставка груза на ДОС «Мир». С 12.08.98 г. по 01.09.98 г. ТКГ находился в автономном полете.
40	Прогресс М-40	239	25.10.98-05.02.99	27.10.98-04.02.99	103с 06ч 01м*	7 120	2 552	Доставка груза на ДОС «Мир». Доставка радиолюбительского спутника. После расстыковки выполнен эксперимент «Знамя-2,5» по раскрытию зеркала диаметром 25 м (неудачно).
41	Прогресс М-41	241	02.04.99-17.07.99	04.04.99-17.07.99	106с 00ч 12м*	7 180	2 438	Доставка груза на ДОС «Мир».
42	Прогресс М-42	242	16.07.99-02.02.00	18.07.99-02.02.00	200с 13ч 33м	7 150	2 420	Доставка груза на ДОС «Мир».
43	Прогресс М-43	243	17.10.00-29.01.01	21.10.00-25.01.01	104с 05ч 31м	6 860	2 174	Доставка топлива для поддержания ДОС «Мир» на орбите. После отстыковки от ДОС «Прогресс М-43» был оставлен на орбите на тот случай, если не удастся стыковка ТКГ «затопления ДОС» «Прогресс М1-5», и потребуется полет на ДОС «аварийного» пилотируемого КК. Экипаж мог бы использовать оставшиеся на «Прогрессе М-43» запасы воды и воздуха, пристыковав его снова к ДОС «Мир».
44	Прогресс М-44	244	26.02.01-16.04.01	28.02.01- 16.04.01	49с 03ч 01м	7 287	2 543	Доставка груза на МКС.
45	Прогресс М-45	245	21.08.01-23.11.01	23.08.01-22.11.01	93с 15ч 11м	7 290	2 530	Доставка груза на МКС.
46	Прогресс М-46	246	26.06.02-14.10.02	29.06.02-24.09.02	110с 04ч 45м	7 290	2 580	Доставка груза на МКС.
47	Прогресс М-47	247	02.02.03-28.08.03	04.02.03-28.08.03	207с 13ч 38м	7 267	2 568	Доставка груза на МКС.
48	Прогресс М-48	248	29.08.03-28.01.04	31.08.03-28.01.04	152с 12ч 09м	7 283	2 566	Доставка груза на МКС.
49	Прогресс М-49	249	25.05.04-30.07.04	27.05.04-30.07.04	65с 19ч 49м	7 261	2 535	Доставка груза на МКС.
50	Прогресс М-50	350	11.08.04-23.12.04	14.08.04-22.12.04	133с 18ч 21м	7 264	2 566	Доставка груза на МКС.
51	Прогресс М-51	351	24.12.04-09.03.05	26.12.04-27.02.05	74с 18ч 44м	7 268	2 551	Доставка груза на МКС.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
52	Прогресс М-52	352	28.02.05-16.06.05	02.03.05-15.06.05	107с 04ч 53м	7 259	2 388	Доставка груза на МКС.
53	Прогресс М-53	353	17.06.05-07.09.05	19.06.05-07.09.05	82с 15ч 03м	7 261	2 383	Доставка груза на МКС.
54	Прогресс М-54	354	08.09.05-03.03.06	10.09.05-03.03.06	176с 00ч 44м	7 283	2 414	Доставка груза на МКС.
55	Прогресс М-55	355	21.12.05-19.06.06	23.12.05-19.06.06	179с 23ч 15м	7 285	2 491	Доставка груза на МКС.
56	Прогресс М-56	356	24.04.06-19.09.06	26.04.06-19.09.06	147с 12ч 12м	7 281	2 595	Доставка груза на МКС.
57	Прогресс М-57	357	24.06.06-17.01.07	26.06.06-17.01.07	206с 12ч 07м	7 283	2 578	Доставка груза на МКС.
58	Прогресс М-58	358	23.10.06-28.03.07	26.10.06-27.03.07	155с 09ч 49м	7 093	2 394	Доставка груза на МКС.
59	Прогресс М-59	359	18.01.07-01.08.07	20.01.07-01.08.07	195с 16ч 30м*	7 274	2 561	Доставка груза на МКС.
60	Прогресс М-60	360	12.05.07-25.09.07	15.05.07-25.09.07	136с 16ч 22м	7 264	2 567	Доставка груза на МКС.
61	Прогресс М-61	361	02.08.07-22.01.08	05.08.07-22.12.07	173с 02ч 18м	7 284	2 569	Доставка груза на МКС.
62	Прогресс М-62	362	23.12.07-15.02.08	26.12.07-04.02.08	54с 03ч 17м	7 136	2 430	Доставка груза на МКС.
63	Прогресс М-63	363	05.02.08-07.04.08	07.02.08-07.04.08	61с 23ч 33м	7 283	2 578	Доставка груза на МКС.
64	Прогресс М-64	364	14.05.08-09.09.08	17.05.08-01.09.08	117с 01ч 10м	7 057	2 363	Доставка груза на МКС.
65	Прогресс М-65	365	10.09.08-07.12.08	17.09.08-14.11.08	87с 12ч 59м	7 280	2 537	Доставка груза на МКС.
66	Прогресс М-66	366	10.02.09-18.05.09	13.02.09-06.05.09	97с 09ч 24м	7 088	2 407	Доставка груза на МКС.
67	Прогресс М-67	367	24.07.09-27.09.09	29.07.09-21.09.09	64с 23ч 20м	7 285	2 593	Доставка груза на МКС.

5.5.3. ТКГ «Прогресс МТ» (11Ф615А75, 11Ф615А75М)

В 1987 году в НПО «Энергия» на базе конструкции 11Ф615А55 был разработан проект ТКГ повышенной грузоподъемности, получивший наименование «Прогресс МТ». ТКГ должен был иметь новый двигательный отсек и совмещенный отсек емкостью 30 м^3, в котором размещались емкости с доставляемым топливом и сухие грузы. Были разработаны два варианта ТКГ, с различным соотношением объема топливных емкостей и объема, предназначенного для размещения сухих грузов, получившие обозначения 11Ф615А75 и 11Ф615А75М.

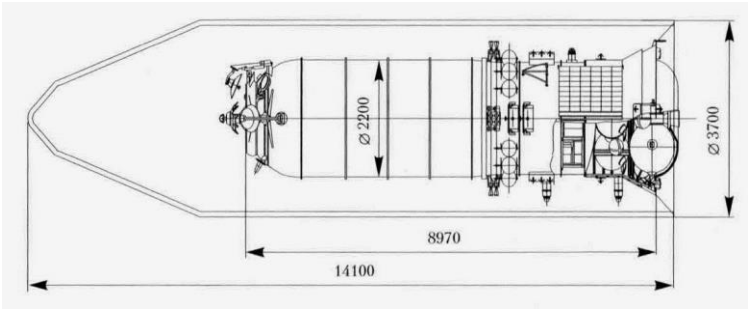


Рис. 1.105. КА «Прогресс МТ» 11Ф615А75

«Прогресс МТ» предназначался для снабжения ОКС «Мир-2» 180ГК.

Масса ТКГ 7К- «Прогресс МТ» – около 14 т. Выведение ТКГ на орбиту ИСЗ должно было выполняться РН 11К77 «Зенит-2».

5.5.4. ТКГ «Прогресс М1» (11Ф615А55)

ТКГ «Прогресс М1» – разработанная в 1990-е годы модификация грузового транспортного корабля «Прогресс М» для доставки грузов и топлива на МКС. Основные отличия: увеличено количество доставляемого на МКС топлива; установлена модифицированная система сближения «Курс-ММ», установлен новый бортовой вычислительный комплекс, а также увеличена масса доставляемого груза – до 2,23 т, в том числе до 1,8 т сухих грузов. В отсеке компонентов дозаправки вместо баков водяной системы «Родник» установлены 8 емкостей с топливом. Максимальное количество заправляемого топлива – 1,95 т (на 0,8 т больше, чем у ТКГ «Прогресс М»).

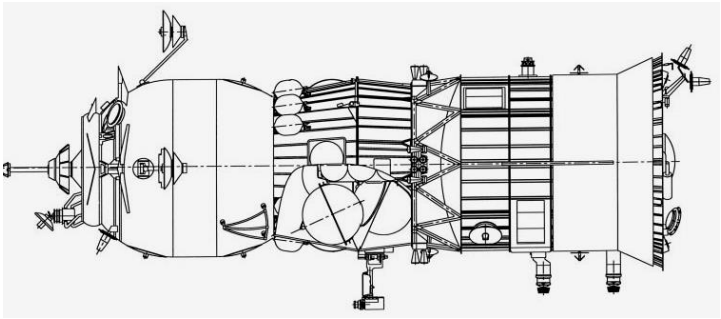


Рис. 1.106. ТКГ«Прогресс М1» 11Ф615А55

ТКГ предназначался для обслуживания ДОС «Мир» и МКС. Максимальная масса ТКГ – около 7,3 т. РН – 11А511У «Союз». Начиная с ТКГ «Прогресс М1-6» для выведения используется модифицированная РН «Союз-ФГ».

Время полета ТКГ «Прогресс М1» может составлять до 180 суток, в том числе 4 суток до стыковки с ДОС и 3 суток после стыковки, либо же 30 суток в автономном полете.

Краткая информация по полетам ТКГ «Прогресс М1» приведена в табл. 1.32.

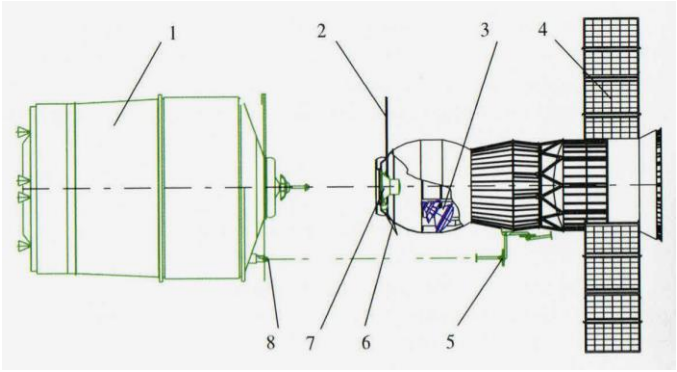
5.5.4.1. Стыковка с грузовым кораблем ATV

В 1997 году был разработан вариант ТКГ «Прогресс М1» для отработки стыковки французского грузового корабля ATV. По требованиям NASA все системы, работоспособность которых не может быть подтверждена наземными испытаниями, должны быть испытаны в реальном полете. В соответствии с этими требованиями, прежде чем корабль ATV мог бы стыковаться к МКС, работоспособность его систем стыковки должна была быть подтверждена в космосе. Для проведения таких испытаний было предложено использовать один из ТКГ «Прогресс М1».

ТКГ должен был нести в грузовом отсеке комплекс аппаратуры, аналогичный аппаратуре сближения, установленной на МКС.

После доставки грузов к МКС активный стыковочный агрегат ТКГ должен был быть заменен экипажем МКС на пассивный, после чего ТКГ «Прогресс М1» превращался в корабль-мишень для ATV. ТКГ должен был отстыковаться от МКС и выполнять роль станции, в то время как ATV должен был сблизиться с ним и выполнить стыковку. После частичного стягивания КА должны были расстыковаться, и на этом функции ТКГ «Прогресс М1» заканчивались.

Контракт между ESA и РКК «Энергия» на проведение доработки ТКГ «Прогресс М1» и проведения эксперимента по стыковке заключен не был, доработанный ТКГ не изготавливался.



1 – грузовой корабль ATV
2 – лазерный светоотражатель
3 – штатный стыковочный агрегат
4 – ТКГ «Прогресс М1»
5 – стыковочная мишень
6 – дополнительные антенны систем сближения
7 – пассивный стыковочный агрегат
8 – телекамера

Рис. 1.107. ТКГ «Прогресс М1» для отработки стыковки корабля ATV

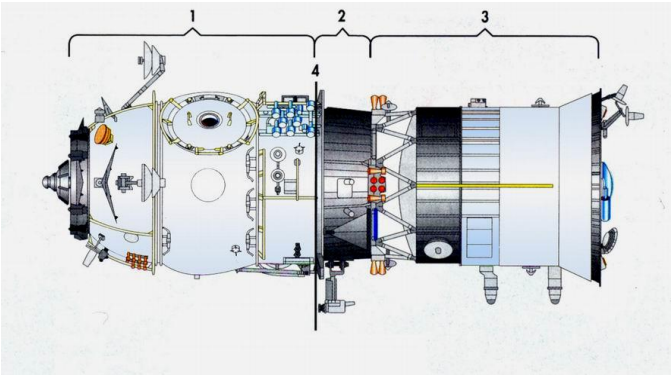
5.5.5. ГКМ «Прогресс М-СО»

Грузовой корабль-модуль (ГКМ) «Прогресс М-СО» 11Ф615А55.40 создан на базе ТКГ «Прогресс М» для выполнения целевых задач – доставки легкого отсека небольших габаритов к МКС.

Конструктивно ГКМ состоит из двух основных отсеков: ПАО, который полностью идентичен ПАО серийного ТКГ «Прогресс М», и целевого отсека (ЦО), который установлен вместо грузового отсека и отсека дозаправки топлива. ЦО и ПАО разделены переходной проставкой. После стыковки к МКС выполняется отстыковка ЦО по переходной проставке. ЦО остается в составе МКС, а ПАО с переходной проставкой сводится с орбиты.

Были построены и запущены два ГКМ «Прогресс М-СО» для доставки к МКС стыковочного отсека СО1 «Пирс» и малого исследовательского отсека МИМ-2 «Поиск».

Информация о полетах приведена в табл. 1.33.



1 – СО1 «Пирс»
2 – переходная проставка
3 – приборно-агрегатный отсек
4 – плоскость разделяемого стыка

Рис. 1.108. Грузовой корабль-модуль «Прогресс М-СО1»

5.5.6. ГКМ «Прогресс М-УМ»

Грузовой корабль-модуль «Прогресс М-УМ» 11Ф615А55.40[1] создан на базе ГКМ «Прогресс М-СО» для доставки к МКС Узлового модуля УМ «Причал», который должен быть пристыкован к надирному узлу модуля МЛМ «Наука».

Запуск ГКМ с модулем «Причал» первоначально ожидался в 2014 году, но неоднократно переносился в связи с неготовностью МЛМ.

[1] Обозначение предположительное.

Табл. 1.32. Полеты ТКГ «Прогресс М1» 11Ф615А55

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс М1-1	250	01.02.00-26.04.00	03.02.00-26.04.00	85с 12ч 39м*[1]	7 290	2 046	Доставка груза на ДОС «Мир».
2	Прогресс М1-2	252	25.04.00-15.10.00	28.04.00-15.10.00	172с 21ч 58м*	7 280	2 272	Доставка топлива на ДОС «Мир».
3	Прогресс М1-3	251	06.08.00-01.11.00	08.00-01.11.00	86с 22ч 27м	7 281	2 115	Доставка груза на МКС.
4	Прогресс М1-4	253	16.11.00-08.02.01	18.11.00-01.12.00 26.12.00-08.02.01	84с 11ч 27м*	7 285	2 380	Доставка груза на МКС. Перестыковка была сделана в связи с прибытием МКК Space Shuttle «Endeavour». С 01.12.00 г. по 26.12.00 г. ТКГ находился в автономном полете.
5	Прогресс М1-5	254	24.01.01-23.03.01	27.01.01-23.03.01	58с 01ч 36м	7 028	2 678	Затопление комплекса «Мир». ТКГ не нес никаких полезных грузов, но имел максимально возможную заправку топливом.
6	Прогресс М1-6	255	21.05.01-22.08.01	23.05.01-22.08.01	93с 11ч 18м	7 270	2 478	Доставка груза на МКС. РН – «Союз-ФГ».
7	Прогресс М1-7	256	26.11.01-20.03.02	28.11.01-20.03.02	113с 07ч 56м	7 331	2 468	Доставка груза на МКС. После стыковки не произошло механического стягивания. Проблема была устранена только 03.12.01 г.
8	Прогресс М1-8	257	21.03.02-25.06.02	24.03.02-25.06.02	95с 16ч 13м	7 268	2 407	Доставка груза на МКС.
9	Прогресс М1-9	258	25.09.02-01.02.03	29.09.02-01.02.03	129с 03ч 02м	7 440	2 338	Доставка груза на МКС.
10	Прогресс М1-10	259	08.06.03-03.10.03	11.06.03-04.09.03	117с 02ч 04м	7 270	2 305	Доставка груза на МКС.
11	Прогресс М1-11	260	29.01.04-03.06.04	31.01.04-24.05.04	125с 22ч 38м	7 230	2 408	Доставка груза на МКС.

[1] Звездочкой помечена длительность полета, рассчитанная по моменту выдачи тормозного импульса, а не по моменту падения обломков.

Табл. 1.33. Полеты ГКМ «Прогресс М-СО» 7К-ГКМ 11Ф615А55.40

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета ПАО в составе МКС	Длительность полета ПАО	Масса КА, кг	Масса доставленного отсека[1]/груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс М-СО1	301	15.09.01-27.09.01	17.09.01-26.09.01	11с 23ч 56м	7 130	3 676/794	Доставка на МКС стыковочного отсека «Пирс».
2	Прогресс М-МИМ2	302	10.11.09 -08.12.09	12.11.09-08.12.09	27с 14ч 12м	7 105	3 612/750	Доставка на МКС модуля МИМ-2 «Поиск».
3	Прогресс М-УМ	303	24.11.21-23.12.21	26.11.21-22.12.21	28с 15ч 24м	8 180	3 890/700	Доставка на МКС модуля УМ «Причал».

[1] Масса отсека включает массу доставляемого груза.

5.5.7. ТКГ «Прогресс М2» (11Ф615А77)

ТКГ 11Ф615А77 – проект, разрабатывавшийся в 1993-1996 годах на базе ТКГ 11Ф615А55. Основное отличие – увеличенный диаметр грузового отсека. Для топливного модуля и служебных отсеков мог быть использован задел 11Ф615А55.

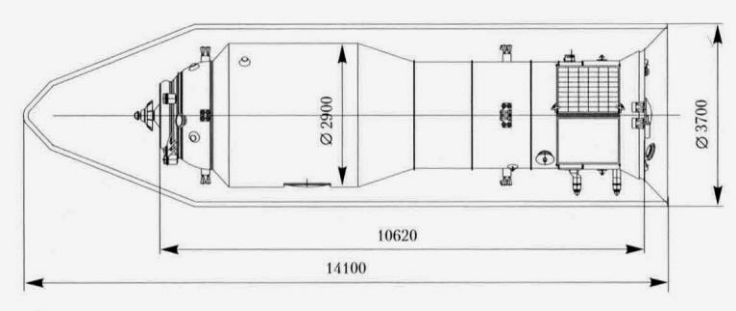


Рис. 1.109. КА «Прогресс М2» 11Ф615А77

Первоначально планировалось применить ТКГ 11Ф615А77 в проекте уменьшенной ОКС «Мир-2», затем проект был перенацелен на снабжение МКС, в связи с чем была предусмотрена совместимость с модулями МКС проектируемыми в РКК «Энергии».

В связи с неопределенностью перспектив по производству украинской РН «Зенит-2» работы по ТКГ «Прогресс М2» в 1996 году были прекращены.

5.5.8. ТКГ «Прогресс ММ»

ТКГ «Прогресс ММ» – проект грузового транспортного корабля, разрабатывавшийся в 1996-1998 годах на замену ТКГ «Прогресс М». Основное отличие – новый комплекс бортовых систем корабля. ТКГ «Прогресс ММ» должен был быть унифицированным по комплектующим с КК «Союз ТММ».

Из-за отсутствия финансирования было принято решение выполнять переход к новым КК (от «Союза ТМ» к «Союзу ТММ» и от «Прогресса М» к «Прогрессу ММ») поэтапно. На первом этапе должны были быть созданы грузовой корабль «Прогресс МС» и КК «Союз ТМС». В дальнейшем работы по проекту ТКГ «Прогресс ММ» не возобновлялись.

5.5.9. ТКГ «Прогресс М3»

В 1999 году был предложен проект ТКГ с увеличенным грузовым отсеком, рассчитанный на запуск ракетой-носителем «Ямал». Условие, поставленное перед разработчиками, заключалось в использовании первоначального (неувеличенного) обтекателя. Проект получил условное наименование «ТКГ минимальных габаритов». ТКГ должен был иметь новую двигательную установку и грузовой отсек объемом 12 м^3. При стартовой массе около 12 т ТКГ мог бы доставить на МКС 3 т сухого груза и 2 т топлива. Однако, ограниченные габариты корабля не позволяли перераспределять доставляемую массу между топливом и сухим грузом, что снижало эффективность при неполной загрузке одной из компонент груза.

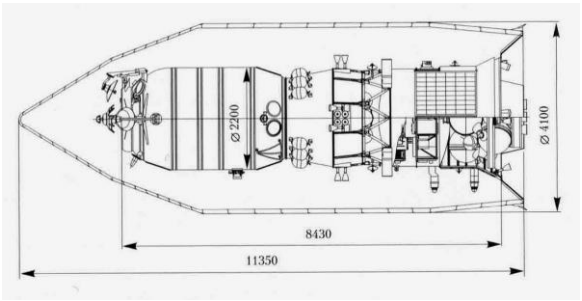


Рис. 1.110. «ТКГ минимальных габаритов»

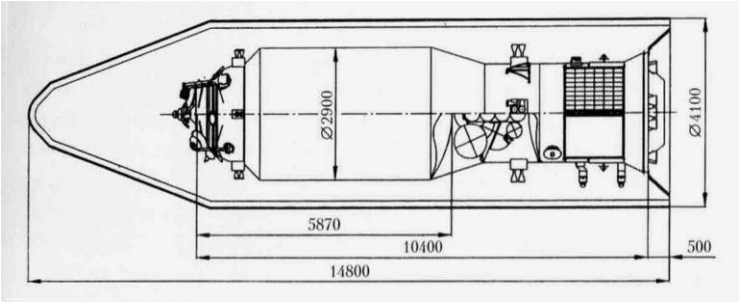


Рис. 1.111. ТКГ «Прогресс М3»

Проект ТКГ, переработанный для увеличенного обтекателя, получил наименование «Прогресс М3». Из двух параллельно разрабатываемых грузовых кораблей – «Прогресс МС» и «Прогресс М3», – предпочтение было отдано первому. Работы над проектом ТКГ «Прогресс М3» были прекращены.

5.5.10. Корабль-модуль «Прогресс МКМ»

В 2000 г. в РКК «Энергия» последовательно были разработаны проекты транспортного корабля-модуля для доставки к МКС многоцелевого модуля МЦМ, рассчитанные на использование ракет-носителей «Ямал», «Зенит» и «Протон».

В разработке корабля-модуля, рассчитанного на запуск РН «Ямал», должны были учитываться наработки, подготовленные по проекту ТКГ «Прогресс МС». В дальнейшем было решено обеспечить унификацию служебной части корабля-модуля с ТКГ «Прогресс М3».

В марте 2000 г. Генеральный конструктор РКК «Энергия» Ю.П.Семенов принял решение ориентировать запуск корабля-модуля с МЦМ на ракету-носитель «Зенит». В июне 2000 г. эскизный проект транспортного грузового корабля-модуля, названного ТГКМ «Прогресс МКМ», был завершен. Масса ТГКМ должна была составить около 12 т.

В октябре 2000 г. выяснилось, что разработчик РН «Зенит» КБ «Южное» рассчитывает предоставить РН для запуска ТГКМ по ценам консорциума «Sea Launch», что резко повышало стоимость проекта. Ю.П.Семенов отдал распоряжение переориентировать ТГКМ «Прогресс МКМ» на запуск ракетой-носителем «Протон», что и было выполнено к концу 2000 года.

В первой половине 2001 года шел выпуск конструкторской документации на ТГКМ.

Первый запуск корабля-модуля планировался на 2003 год.

В связи с тем, что многоцелевой модуль МЦМ являлся инициативной разработкой РКК «Энергия» и не был официально включен в состав МКС, после прекращения работ по МЦМ работы по кораблю-модулю для доставки МЦМ к МКС также были остановлены.

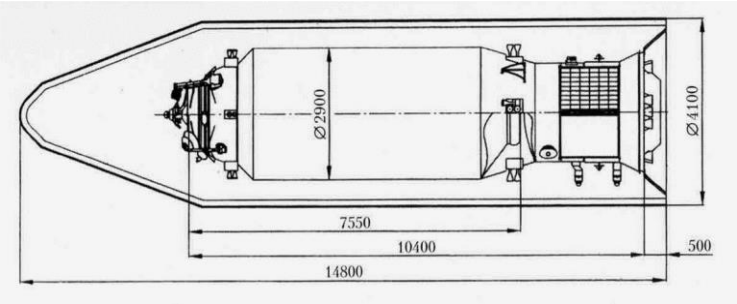


Рис. 1.112. Корабль-модуль для доставки МЦМ (РН «Ямал»)

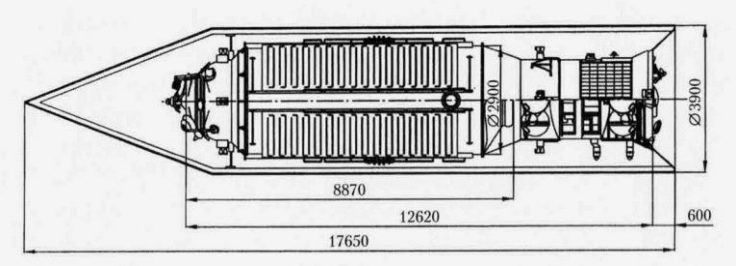
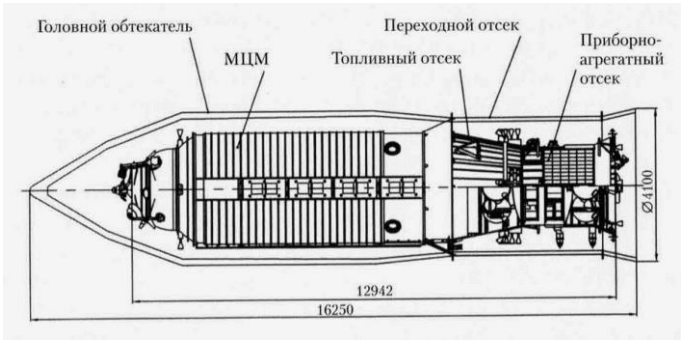


Рис. 1.113. ТГКМ «Прогресс МКМ» с модулем МЦМ (РН «Зенит»)



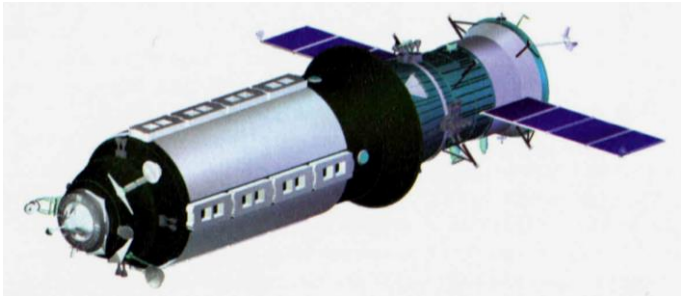


Рис. 1.114. ТГКМ «Прогресс МКМ» с модулем МЦМ (РН «Протон»)

5.5.11. ТКГ «Прогресс М-М» (11Ф615А60)

В 2007 году была произведена модификация ТКГ «Прогресс М», заключающаяся в замене бортового вычислительного комплекса «Аргон-16», разработанного в начале 1970-х годов, на современный комплекс ЦВМ-101, и замене аналоговой системы телеметрии на цифровую. Модификация ТКГ получила чертежное обозначение 11Ф615А60, а заводская нумерация этой серии начинается с номера 401.

Запуск ТКГ «Прогресс М-М» производился ракетой-носителем «Союз-У» 11А511У, а начиная с ТКГ «Прогресс М-25М» – ракетой-носителем «Союз-2.1А».

Краткая информация о запусках ТКГ «Прогресс М-М» приведена в табл. 1.34.

5.5.12. ТКГ «Прогресс М1-М» (11Ф615А70)

В 2007 году была также подготовлена модификация ТКГ «Прогресс М1», аналогичная модификации ТКГ «Прогресс М-М» 400-й серии. Прежний бортовой вычислительный комплекс «Аргон-16» был заменен на новый комплекс ЦВМ-101. Модифицированный ТКГ получил чертежное обозначение 11Ф615А70, а заводская нумерация этой серии была запланирована с номера 501.

ТКГ этой серии не изготавливались.

Табл. 1.34. Полеты ТКГ «Прогресс М-М» 11Ф615А60

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс М-01М	401	26.11.08-08.02.09	30.11.08-06.02.09	73с 19ч 38м	7 288	2 676	Доставка грузов на МКС.
2	Прогресс М-02М	402	07.05.09-13.07.09	12:05:09-30.06.09	66с 21ч 51м	7 119	2 509	Доставка грузов на МКС.
3	Прогресс М-03М	403	15.10.09-27.04.10	18.10.09-22.04.10	194с 16ч 50м*[1]	6 981	2 392	Доставка грузов на МКС.
4	Прогресс М-04М	404	03.02.10-01.07.10	05.02.10-10.05.10	148с 10ч 09м*	7 288	2 685	Доставка грузов на МКС.
5	Прогресс М-05М	405	28.04.10-15.11.10	01.05.10-25.10.10	200с 15ч 35м*	7 258	2 600	Доставка грузов на МКС.
6	Прогресс М-06М	406	30.06.10-06.09.10	04.07.10-31.08.10	67с 20ч 39м*	7 243	2 638	Доставка грузов на МКС.
7	Прогресс М-07М	407	10.09.10-20.02.11	12.09.11-20.02.11	163с 05ч 49м*	7 122	2 517	Доставка грузов на МКС.
8	Прогресс М-08М	408	27.10.10-24.01.11	30.10.10-24.01.11	88с 14ч 05м*	7 289	2 684	Доставка грузов на МКС.
9	Прогресс М-09М	409	28.01.11-26.04.11	30.01.11-22.04.11	88с 11ч 04м*	7 284	2 666	Доставка грузов на МКС.
10	Прогресс М-10М	410	27.04.11-29.10.11	29.04.11-29.10.11	184с 23ч 05м*	7 286	2 649	Доставка грузов на МКС.
11	Прогресс М-11М	411	21.06.11-01.09.11	23.06.11-23.08.11	71с 18ч 56м*	7 285	2 673	Доставка грузов на МКС.
12	Прогресс М-12М	412	24.08.11	-	10м	7 282	- (2 670)	Доставка грузов на МКС. ТКГ из-за аварии 3-й ступени РН не вышел на орбиту и разрушился в атмосфере.
13	Прогресс М-13М	413	30.10.11-25.01.12	02.11.11-24.01.12	86с 16ч 14м*	7 282	2 398	Доставка грузов на МКС.
14	Прогресс М-14М	414	26.01.12-28.04.12	28.01.12-19.04.12	93с 14ч 40м*	7 290	2 668	Доставка грузов на МКС.
15	Прогресс М-15М	415	20.04.12-20.08.12	22.04.12-19.07.12 29.07.12-30.07.12	122с 02ч 32м*	7 287	2 354	Доставка грузов на МКС. С 19.07.12 г. по 29.07.12 г. ТКГ находился в автономном полете.
16	Прогресс М-16М	416	01.08.12-09.02.13	02.08.12-09.02.13	191с 22ч 30м	7 287	2 639	Доставка грузов на МКС. Сближение с МКС впервые выполнено по четырехвитковой схеме.
17	Прогресс М-17М	417	31.10.12-21.04.13	31.10.12-15.04.13	172с 06ч 32м*	7 285	2 397	Доставка грузов на МКС. Сближение с МКС выполнено по четырехвитковой схеме.
18	Прогресс М-18М	418	11.02.13-26.07.13	12.02.13-25.07.13	164с 11ч 01м	7 283	2 637	Доставка грузов на МКС. Сближение с МКС выполнено по четырехвитковой схеме.
19	Прогресс М-19М	419	24.04.13-19.06.13	26.04.13-11.06.13	56с 04ч 28м	7 288	2 366	Доставка грузов на МКС. Не раскрылась антенна системы «Курс», но, тем не менее, стыковку удалось выполнить в автоматическом режиме.

[1] Звездочкой помечена длительность полета, рассчитанная по моменту выдачи тормозного импульса, а не по моменту падения обломков.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
20	Прогресс М-20М	420	27.07.13-11.02.14	28.07.13-03.02.14	198с 20ч 10м	7 283	2 368	Доставка грузов на МКС. Сближение с МКС выполнено по четырехвитковой схеме.
21	Прогресс М-21М	421	25.11.13 - 09.06.14	30.11.13-23.04.14 25.04.14-09.06.14	195с 21ч 30м	7 284	2 405	Доставка грузов на МКС. Из-за отказа новой системы сближения «Курс-НА» стыковка произведена вручную командиром МКС Котовым О. в телеоператорном режиме. Перестыковка ТКГ 23-25.04.14 г. произведена с целью дополнительных проверок системы «Курс-НА».
22	Прогресс М-22М	422	05.02.14-18.04.14	06.02.14-07.04.14	71с 22ч 23м	7 284	2 370	Доставка грузов на МКС.
23	Прогресс М-23М	427	09.04.14 - 01.08.14	10.04.14-22.07.14	113с 07ч 17м	7 280	2 383	Доставка грузов на МКС.
24	Прогресс М-24М	423	24.07.14 - 20.11.14	24.07.14-27.10.14	119с 01ч 01м	7 280	2 322	Доставка грузов на МКС.
25	Прогресс М-25М	424	29.10.14 - 26.04.15	29.10.14-25.04.15	179с 05ч 47м	7 290	2 350	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1а».
26	Прогресс М-26М	425	17.02.15 - 14.08.15	17.02.15-14.08.15	178с 03ч 17м	7 289	2 372	Доставка грузов на МКС.
27	Прогресс М-27М	426	28.04.15-08.05.15	-	9с 19ч 10м	7 289	2 357	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнялся РН «Союз-2.1а». Из-за аварии третьей ступени ТКГ получил повреждения двигательной установки и системы связи. ТКГ совершил неуправляемый вход в плотные слои атмосферы и разрушился над центральной частью Тихого океана.
28	Прогресс М-28М	428	03.07.15-19.12.15	05.07.15-19.12.15	169с 06ч 32м	7 282	2 381	Доставка грузов на МКС.
29	Прогресс М-29М	429	01.10.15-08.04.16	02.10.15-30.03.16	189с 21ч 28м	7 283	2 332	Доставка грузов на МКС.

5.5.13. ТКГ «Прогресс МС» 11Ф615А61

ТКГ «Прогресс МС» – грузовой транспортный корабль, дальнейшая модификация ТКГ серии «Прогресс».

Первоначально считалось, что разработка ТКГ «Прогресс МС» будет промежуточным этапом в процессе замены устаревшего ТКГ «Прогресс М» на «Прогресс ММ». Однако, в дальнейшем проект «Прогресс МС» впитал те новшества, которые планировалось применить в конструкции ТКГ «Прогресс ММ», и стал основным проектом модификации грузовых кораблей серии «Прогресс». В 2013 году разработка КД на модифицированный грузовой корабль «Прогресс МС» была завершена. Первый полет ТКГ «Прогресс МС» 11Ф615А61 состоялся в декабре 2015 года.

Список модернизаций бортовых систем, внедренных на ТКГ «Прогресс МС», включает ряд систем, уже испытанных ранее на КК «Союз ТМА-М» и ТКГ «Прогресс М-М». В этот список входят:

- более эффективные солнечные батареи;
- улучшенная схема установки двигателей причаливания и ориентации;
- командно-телеметрическая система, объединенная со спутниковым каналом передачи данных;
- модернизированная система радиотелефонной связи и пеленгации «Рассвет-3БМ»;
- аппаратура спутниковой навигации АСН-К;
- аппаратура измерения параметров относительного движения «Курс-НА»;
- телевизионный ориентир для контроля и ручного построения ориентации ТКГ;
- дополнительная противометеоритная защита;
- цифровая телевизионная система «Синица-2».

Заводская нумерация ТКГ начинается с №431.

Запуски ТКГ «Прогресс МС» производятся ракетой-носителем «Союз-2.1А».

Краткая информация о запусках ТКГ «Прогресс МС» приведена в табл. 1.35.

Рис. 1.115. ТКГ «Прогресс МС», пристыкованный к МКС

Табл. 1.35. Полеты ТКГ «Прогресс МС» 11Ф615А61

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
1	Прогресс МС	431	21.12.15-03.07.16	23.12.15-03.07.16	194с 22ч 19м[1]	7 284	2 436	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А»
2	Прогресс МС-02	432	31.03.16-14.10.16	02.04.16-14.10.16	196с 20ч 29м[33]	7 285	2 425	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А»
3	Прогресс МС-03	433	17.07.16-31.01.17	19.07.16-31.01.17	198с 20ч 22м	7 281	2 405	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-У».
4	Прогресс МС-04	434	01.12.16-01.12.16	-	6м	7 285	2 442[2]	Доставка грузов на МКС. На 383-й секунде полета произошла авария 3-й ступени РН «Союз-У».
5	Прогресс МС-05	435	22.02.17-21.07.17	24.02.17-20.07.17	148с 15ч 42м	7 278	2 668	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-У».
6	Прогресс МС-06	436	14.06.17-28.12.17	16.06.17-28.12.17	196с 19ч 32м	7 276	2 398	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А».
7	Прогресс МС-07	437	14.10.17-26.04.18	16.10.17-28.03.18	193с 20ч 04м	7 427	2 549	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А».
8	Прогресс МС-08	438	13.02.18-30.08.18	15.02.18-23.08.18	197с 17ч 53м	7 430	2 494	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А».
9	Прогресс МС-09	439	10.07.18-25.01.19	10.07.18-25.01.19	199с 18ч 58м	7 281	2 405	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А».
10	Прогресс МС-10	440	16.11.18-04.06.19	18.11.18-04.06.19	199с 18ч 15м	7 426	2 595	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-ФГ».
11	Прогресс МС-11	441	04.04.19–29.07.19	04.04.19-29.07.19	116с 03ч 30м	7 400	2 767	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А». Полет выполнен по двухвитковой схеме.
12	Прогресс МС-12	442	31.07.19-29.11.19	31.07.19-29.11.19	121с 02ч 08м	7 392	2 485	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А». Полет выполнен по двухвитковой схеме.

[1] Время завершения полета указано по окончанию выдачи тормозного импульса.

[2] Было загружено, но не доставлено.

№	Наименование	Сер. №	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Масса КА, кг	Масса доставленного груза, кг	Назначение запуска
13	Прогресс МС-13	443	06.12.19-09.07.20	09.12.19-08.07.20	215с 12ч 31м[1]	7 280	2 470	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1А». Полет выполнен по трехсуточной схеме.
14	Прогресс МС-14	448	25.04.20 – 29.04.21	25.04.20 – 28.04.21	368с 22ч 51м	7 430	2 528	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1Б». Полет выполнен по двухвитковой схеме.
15	Прогресс МС-15	444	23.07.20-09.02.21	23.07.20 – 09.02.21	200с 18ч 47м	7 400	2 516	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1Б». Полет выполнен по двухвитковой схеме.
16	Прогресс МС-16	445	15.02.21-26.07.21	17:02:21 – 26.07.21	161с 10ч 06м		2 460	Доставка грузов на МКС. Запуск выполнен РН «Союз-2.1Б». Стыковка произведена в теле-операторном режиме. ТКГ был отделен от МКС вместе с модулем «Пирс» для освобождения стыковочного узла для модуля «Наука».
17	Прогресс МС-17	446	29.06.21 – 25.11.21	02.07.21-20.10.21 22.10.21-25.11.21	148с 15ч 50м		2 439	Доставка грузов на МКС. РН «Союз-2.1А». Полет выполнен по двухсуточной схеме.
18	Прогресс МС-18	447	28.10.21 -	30.10.21 -			2 513	Доставка грузов на МКС. РН «Союз-2.1А».

[1] Время по входу в атмосферу.

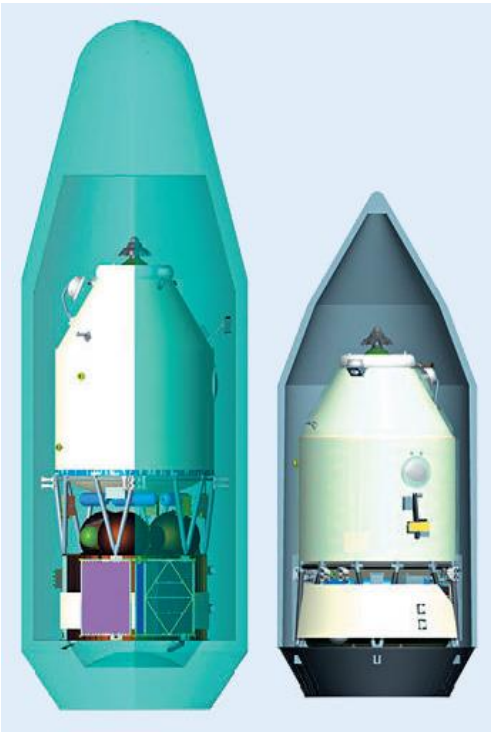
5.5.14. ТКГ «Прогресс» повышенной грузоподъемности

В 2016 году РКК «Энергия» завершила разработку проекта ТКГ повышенной грузоподъемности (ТКГ ПГ, изд. 372А355) на базе конструкций КА «Прогресс МС» и «Прогресс М-УМ». Новый транспортный корабль должен иметь грузовой отсек увеличенной размерности с центральным проходом и стандартными ячейками, что значительно упростит работы по загрузке и разгрузке. Предполагается, что ТКГ ПГ сможет доставлять на МКС до 3,4 т груза. ТКГ будет оснащаться дигательной установкой, имеющей повышенную тягу.

Запуск ТКГ будет производиться РН «Союз 2.1Б» с головным обтекателем бóльшего диаметра.

5.5.15. Проект ТКГ ПГ

В конце 2017 года в РКК «Энергия» был предложен улучшенный вариант ТКГ ПГ. Отличия заключаются в оптимизации компоновки приборно-агрегатного отсека и использовании, за счет этого, головного обтекателя меньших габаритов. Используется новая система энергопитания меньшей массы. Кроме того, предложена схема с довыведением на опорную орбиту с помощью собственной ДУ. Стартовая масса ТКГ ПГ в этом варианте составляет 9,1 т, на опорной орбите – 8,41 т.



а) б)

а – базовый вариант
б – улучшенный вариант

Рис. 1.116. ТКГ ПГ

5.5.16. Проекты КА на основе ТКГ «Прогресс»

Так же, как КК «Союз» послужил основой для создания грузового КА «Прогресс», так и сам ТКГ «Прогресс» явился базой для разработки автономных КА различного назначения. Идея использования отработанного приборно-агрегатного отсека, содержащего двигательную установку, топливные баки, систему сближения и автоматической стыковки, источники энергопитания и вспомогательное оборудование, оказалась весьма плодотворной. Первые проекты КА на базе ПАО КК серии 11Ф615 стали возникать в начале 1970-х годов, в связи с проектом МОК 19К. Этим проектом предполагалось создание ряда модульных КА, как стыкующихся к МОК/МКБС, так и выполняющих автономные полеты. Реализованным оказался только один из проектировавшихся модулей – КА 19К А30 «Гамма» (см. п. 6.7.2.4).

Позже разрабатывались проекты других автономных КА, использующих унифицированный ПАО серии 11Ф615 или 11Ф732 и предназначенных для решения различных задач, не связанных непосредственно с орбитальными станциями. Описания КА «МАКОС» и «АКА-Т», разрабатывавшихся с использованием блоков ТКГ «Прогресс», приведены в п. 6.13.5. «Автономные КА, стыкующиеся с МКС».

5.5.16.1. КА ДЗЗ

В начале 1990-х годов в РКК «Энергия» разрабатывался проект КА для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с орбиты ИСЗ. Проект основывался на использовании ПАО ТКГ «Прогресс» с заменой топливного и грузового отсеков специальным отсеком с научно-исследовательским оборудованием. В состав оборудования должны были входить:

- радар бокового обзора;
- телевизионная камера;
- видеоспектрометр;
- сканирующий радиометр.

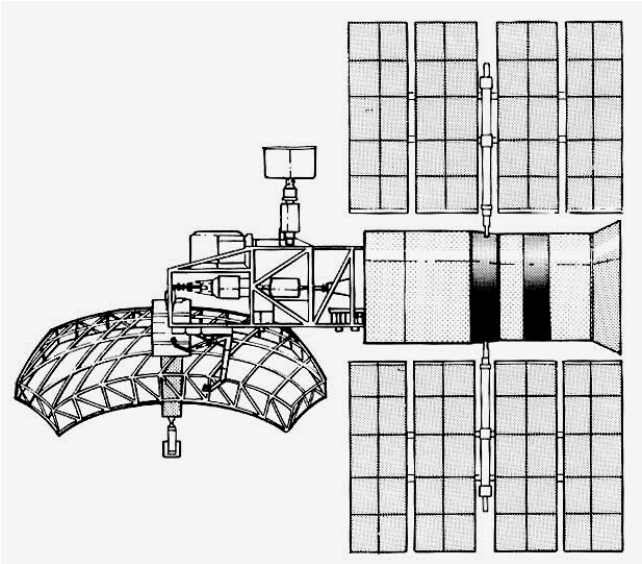


Рис. 1.117. КА ДЗЗ

Масса КА – 10 т, в т.ч. масса научного оборудования – 1,4 т. КА должен был выводиться ракетой-носителем «Зенит» на солнечно-синхронную орбиту высотой 400-800 км. Расчетное время функционирования – 3-5 лет. Запуск планировался не ранее 1996 года. После распада СССР работы по спутнику ДЗЗ были прекращены.

5.5.16.2. КА СЛК

В 2002 году РКК «Энергия» и Астрокосмический центр (АКЦ) Физического института Российской академии наук разработали концепцию свободно летающего космического корабля (СЛК) для проведения астрономических исследований.

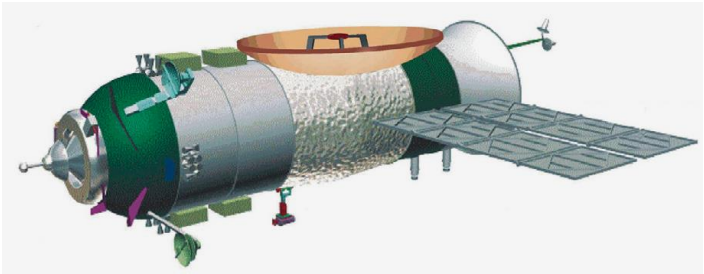


Рис. 1.118. КА СЛК

КА оборудуется инфракрасным телескопом «Субмиллиметрон» с криостатной системой охлаждения зеркала и радиационной системой охлаждения защитного экрана. Телескоп рассчитан на проведение наблюдений с высоким спектральным разрешением.

Прорабатывались два варианта телескопа «Субмиллиметрон». Первый – Кассегреновский (представляет собой сочетание основного параболоидного зеркала-рефлектора со вспомогательным гиперболоидным зеркалом-контррефлектором) с бериллиевым основным зеркалом диаметром 60 см, охлаждаемым до температуры 5°К. Второй вариант – с углепластиковым зеркалом диаметром до 2 м, с металлическим отражающим покрытием, охлаждаемым до 100°К.

Основная задача проекта «Субмиллиметрон» – исследования реликтового космологического излучения и его флуктуаций, внегалактических источников (галактик и квазаров), зон звездообразования в нашей Галактике, межзвездной и межпланетной пыли. Обзор неба в инфракрасном и субмиллиметровом диапазонах может быть использован и для раннего обнаружения астероидов, которые могут столкнуться с Землей. В частности, астероид размером в несколько сотен метров может быть обнаружен по его тепловому излучению на удалении порядка расстояния от Земли до Юпитера.

КА СЛК должен выводиться на орбиту, близкую к орбите МКС, чтобы обеспечить его сближение и многократные стыковки со станцией для заправки рабочим телом (жидким гелием), необходимым для охлаждения зеркала телескопа, а также для ремонта и замены служебных систем и научной аппаратуры. В качестве базовой основы для СЛК планировалось использовать ТКГ «Прогресс».

5.5.17. Грузовозвращаемый корабль (проект 1999 г.)

В 1999 году в процессе работы над проектами грузовых кораблей для обеспечения работы МКС был предложен также проект ГВК (грузовозвращаемого корабля) для доставки грузов с МКС на Землю. Проект был разработан на основе использования задела по КК «Союз ТМ» и ТКГ «Прогресс М». В конструкцию корабля был введен СА, грузовой отсек был увеличен.

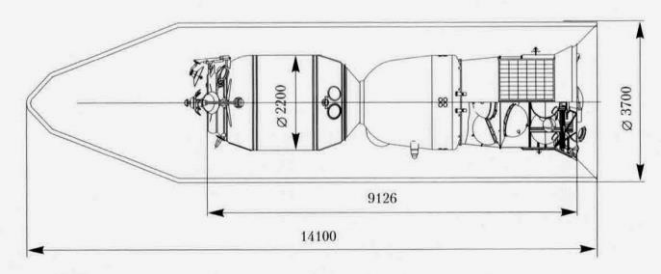


Рис. 1.119. Грузовозвращающий КА (1999 г.)

Масса ТКГ – около 12 т. Запуск ГВК рассчитывался на РН «Ямал».

Проект не реализовывался, хотя неоднократно сообщалось, что создание ГВК остается в планах РКК «Энергия».

5.5.18. ТКГ «Союз ГВК»

В 2018 году появилось сообщение, что предполагается в 2019 году осуществить первый полет возвращаемого грузового корабля, который создается на базе ТКГ «Прогресс МС». Приборно-агрегатный отсек и отсек дозаправки будут заимствованы от корабля-прототипа, а возвращаемый аппарат будет взят от ТКК «Союз МС». Новый ТКГ получил наименование «Союз ГВК» – «Союз грузовозвращающий корабль».

«Союз ГВК» сможет совершать полет в составе ОКС длительностью до 370 суток в составе ОКС и до 30 суток в автономном полете. На ОКС корабль сможет доставлять до 500 кг в спускаемом аппарате, а также в грузовом отсеке до 1 250 кг. «Союз ГВК» сможет доставлять на Землю в СА груз массой до 500 кг. Стартовая масса ТКГ – около 8 020 кг. Запуск будет производиться ракетой-носителем «Союз-2.1Б».

5.6. Семейство КК «Союз»

В таблице ниже приводится список типов космических кораблей, разрабатывавшихся на базе конструкции КК «Союз», и количество запусков (по состоянию на 07.03.2020 г.).

Табл. 1.36. Варианты КК 7К «Союз» и его модификации

Наименование	Проектное обозначение	Чертежное обозначение	Количество запусков (в т.ч. успешных/ частично успешных/ неудачных)
«Союз А»	7К		-
«Союз»	7К-ОК	11Ф615	17 (12/0/5)
«Союз» (3-х местн.)	7К-Т	11Ф615А8	2 (0/0/2)
«Союз» (2-х местн.)	7К-Т	11Ф615А8	23 (18/1/4)
«Союз»	7К-Т(АФ)	11Ф615А8	1 (1/0/0)
«Союз»	7К-ТА	11Ф615А9	7 (4/0/3)
«Союз М»	7К-ТМ	11Ф615А12	4 (3/1/0)
«Союз»	7К-ТМ (Ф)	11Ф615А12	1 (1/0/0)
«Союз-Контакт»			-
«Союз-ПЛК»			-
-	7К-Л1П	11Ф91	2 (1/0/1)
«Зонд»	7К-Л1	11Ф91	9 (2/2/5)
-	7К-Л1Э		2 (1/0/1)
-	7К-Л1А	11Ф92	2 (0/0/2)
ЛОК	7К-ЛОК	11Ф93	1 (0/0/1)

Наименование	Проектное обозначение	Чертежное обозначение	Количество запусков (в т.ч. успешных/ частично успешных/ неудачных)
«Союз-П»	7К-П		-
«Союз-Р»	7К-Р		-
«Союз-ППК»	7К-ППК		-
«Союз-Р»	7К-Р	11Ф71	-
«Союз-ТК»		11Ф72	-
«Союз-ВИ»	7К-ВИ	11Ф73	-
«Звезда»	7К-ВИ	11Ф73	-
ОИС	7К-ВИ	11Ф730	-
ОБ-ВИ	-	11Ф731	-
«Союз-С»	7К-С	11Ф732	3 (3/0/0)
	7К-С-1	11Ф733	-
	7К-С-2	11Ф734	-
	7К-СГ	11Ф735	-
	7К-СМ		-
«Союз Т»	7К-СТ	11Ф732	18 (16/0/2)
«Союз ТМ»	7К-СТМ	11Ф732	28 (28/0/0)
«Союз-спасатель»	7К-СТМ	11Ф732	1 (1/0/0)
«Союз ТМ» 200-я серия	7К-СТМ	11Ф732А51	5 (5/0/0)
«Союз ТММ»			-
«Союз ТМС»			-
«Союз ТМА»	7К-СТМА	11Ф732А17	22 (22/0/0)
«Союз ТМА-М»		11Ф732А47	20 (20/0/0)
«Союз МС»		11Ф732А48	17 (15/0/1)
«Союз-К»			-
«Союз-Евро»			-
«Союз ЛВ»			-
«Прогресс»	7К-ТГ	11Ф615А15	43 (43/0/0)
«Прогресс М»	7К-ТГМ	11Ф615А55	67 (67/0/0)
«Прогресс МТ»		11Ф615А75	-
«Прогресс МТ»		11Ф615А75М	-
«Прогресс М1»		11Ф615А55	11 (11/0/0)
«Прогресс М-СО»		11Ф615А55.40	2 (2/0/0)
«Прогресс М-УМ»			-
«Прогресс М2»		11Ф615А77	-
«Прогресс ММ»			-
«Прогресс М3»			-
«Прогресс М-М»		11Ф615А60	29 (27/0/2)
«Прогресс М1-М»		11Ф615А70	-
«Прогресс МКМ»			-
«Прогресс МС»		11Ф615А61	16 (15/0/1)
ГВК			-
«Союз ГВК»			-
«Аэлита»	19К А10		-
-	19К А20		-
«Гамма»	19К А30		1 (1/0/0)
Всего			**354 (320/4/30)**

ГЛАВА 6. ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ

6.1. Ранние проекты ОКС

6.1.1. ОС – ПРОЕКТ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ 1960 ГОДА

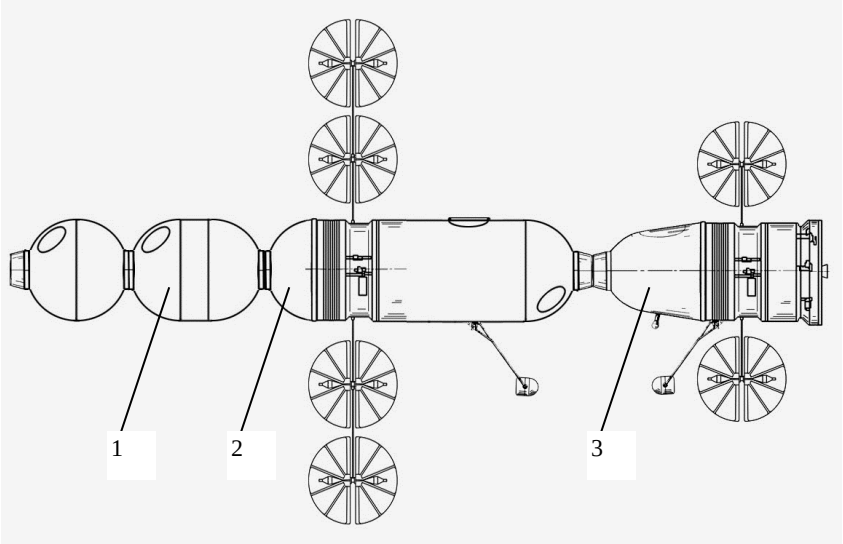
Создание постоянно действующей орбитальной станции всегда присутствовало во всех долгосрочных планах, как само собой разумеющийся шаг на пути в космос. Так, в плане С.П. Королева, представленном Первому Секретарю КПСС Н.С. Хрущеву в мае 1960 г. после согласования с В.Н. Челомеем и другими Главными конструкторами, одним из пунктов числился проект ОС – орбитальной станции массой 25-30 тонн с экипажем 3-5 человек. Эта орбитальная станция должна была выводиться на круговую орбиту высотой 350-400 км ракетой-носителем Н-1. Создание ОС было намечено на 1963-1965 годы. Поскольку идея ОС носила предварительный характер, целями этой орбитальной станции назывался целый спектр задач, от сугубо военных до научно-прикладных.

В том же плане предполагалось использование более мощной РН Н-2 для выведения на орбиту ИСЗ орбитальной станции массой до 70 тонн.

Несмотря на оптимизм первых планов 1959-1961 годов, создание тяжелой РН оставалось пока только в перспективе. Реальным путем к созданию орбитальной станции было только использование имеющейся РН 8К74 – модификации Р-7.

6.1.2. ОКС «СЕВЕР»

ОКС «Север» – проект орбитальной космической станции, предложенный ОКБ-1 в 1960 – 1961 годах. Проект основывался на технике сборки из блоков, выводимых на орбиту РН 8К74 «Восток». В составе ОКС должно было быть три блока: ЖО (жилой отсек), БНА (блок научной аппаратуры) и КК «Север». Сначала КК «Север» должен был выполнять роль «монтажника», производя последовательное сближение и стыковку с блоками ОКС. Полная масса ОКС должна была составить 15-18 т, масса каждого блока – 5-6 т.



1 – жилой отсек
2 – блок научной аппаратуры
3 – КК «Север»

Рис. 1.120. ОКС «Север»[1]

Экипаж ОКС прибывает на станцию в КК «Север», переходит во внутренние помещения станции и работает в течение заданного периода времени. Затем производится смена экипажа – экипаж ОКС возвращается на Землю в своем КК «Север», а прибывший на смену КК пристыковывается на освободившееся место.

Проект не был осуществлен из-за задержек в разработке маневрирующего КК, однако, в ОКБ-1 был построен макет центрального блока ОКС «Север».

[1] Авторская реконструкция внешнего вида.

6.1.3. Тяжелая орбитальная станция ТОС

ТОС – проект долговременной орбитальной станции военного назначения, подготовленный в ОКБ-1 в мае 1961 года.

Станция должна была состоять из трех цилиндрических модулей. Два из них (длиной по 20 м) являлись жилыми, третий (центральный) модуль длиной 12 м соединял жилые модули. В средней части центрального модуля по окружности находилось четыре стыковочных узла для присоединения транспортных КК. Модули разделялись на отсеки внутренними перегородками с герметично закрываемыми люками для изолирования отсеков в случае критической ситуации.

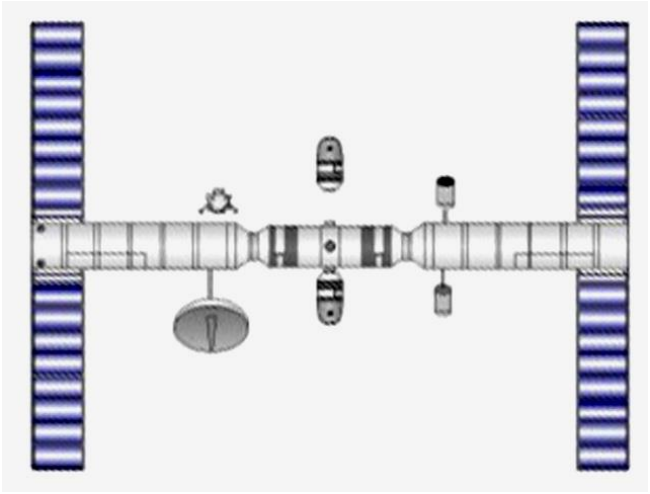


Рис. 1.121. Орбитальная станция ТОС
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

В качестве источников электропитания планировалось использовать солнечные батареи и компактный ядерный реактор.

Габариты ТОС: общая длина – 52 м, максимальный диаметр – 4,2 м, масса без транспортных КК – 150 т. Модули станции должны были поочередно выводиться на орбиту ракетой-носителем Н-1, после чего на орбите должна была выполняться сборка ТОС. Экипаж ТОС – три человека. Планировалось выполнять ежемесячную смену экипажа.

Проект являлся предварительным, в дальнейшем был переработан в проект ОС-1.

6.1.4. ОС-1 «Звезда»

ОС-1 – тяжелая орбитальная станция военного назначения, проект 1962 г. Экипаж – шесть человек. Длина базового блока – 25 м, диаметр – 6 м, герметичный объем – 510 м^3, масса – 75 т. Станция имеет шесть солнечных батарей общей площадью 110 м^2.

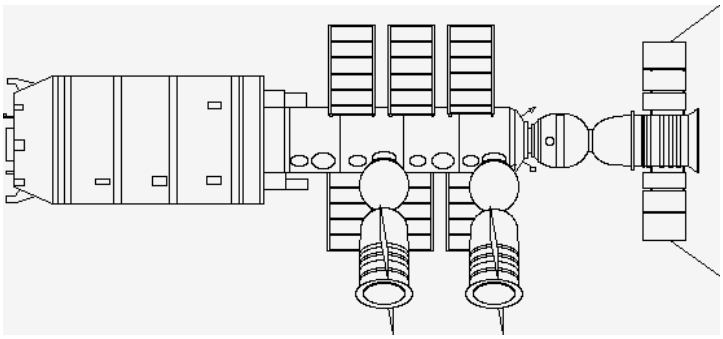


Рис. 1.122. Орбитальная станция ОС-1 «Звезда»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

В сентябре 1962 г. в г. Пицунда состоялась встреча Н.С. Хрущева с Главными конструкторами, где Хрущеву был доложен проект ракеты-носителя Н-1, имеющей возможность выводить на низкую околоземную орбиту груз до 75 тонн. Одним из вариантов этого груза была названа орбитальная станция военного назначения ОС-1. Из большого списка перечисленных задач, которые могла бы решать такая орбитальная станция, Хрущева больше всего вдохновила возможность оснащения ОС ядерными боеголовками, которые в случае начала военных действий на Земле могли бы сбрасываться экипажем станции с орбиты на намеченные цели. Королеву было приказано немедленно приступить к созданию как ракеты-носителя Н-1, так и ОС-1. Орбитальная станция ОС-1 получила на Западе название «Боевая звезда Хрущева».

6.1.5. Проект ТОС 1964 года

В 1964 году были начаты работы по проектированию ТОС, как прототипа орбитального модуля тяжелого марсианского корабля ТМК, однако в том же году все работы были прекращены в связи с развертыванием работ по проекту Н1-Л3.

6.2. Орбитальные станции на базе КК «Союз»

6.2.1. Проект малой ОКС «Союз-Р»

«Союз-Р» – проект малой ОКС военного назначения, представленный в 1963 году С.П. Королевым в программе разработки космических кораблей «Союз». ОКС состояла из двух модулей – базового «Союз-Р», разрабатывавшегося на основе КК «Союз А», и транспортного КК «Союз А» или «Союз-П». Масса ОКС после стыковки модулей – около 13 т. В базовом модуле ОКС «Союз-Р» монтировалась аппаратура для ведения фото- и радиоэлектронной разведки. Возможность маневрирования ОКС обеспечивалась двигательными установками обоих модулей.

Проект был одобрен Экспертной Комиссией при Совете Министров СССР и передан к разработке в Филиал №3 ОКБ-1.

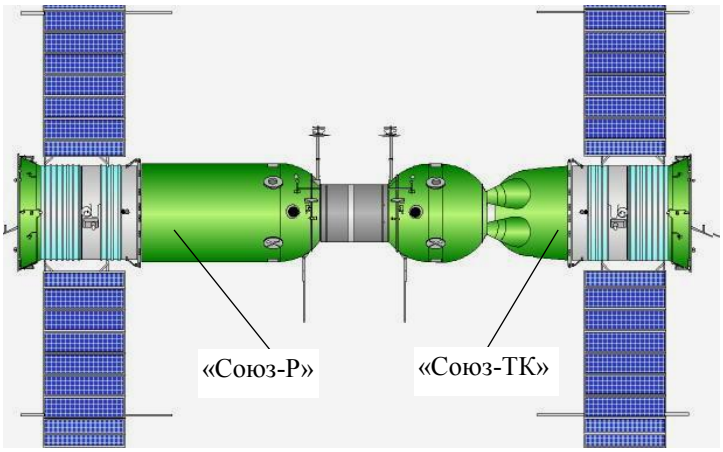


Рис. 1.123. ОКС «Союз-Р» с транспортным кораблем «Союз-ТК»
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

6.2.2. «Союз-Р» 11Ф71

После конструкторской проработки в Филиале №3 проект базового блока получил наименование «Союз-Р» 11Ф71, а транспортный КК – «Союз-ТК» 11Ф72.

В начале 1966 года В.Н. Челомей добился принятия решения о закрытия проекта «Союз-Р». Обозначение 11Ф71 было переприсвоено ОКС «Алмаз», разрабатывавшейся в ОКБ-52.

6.2.3. Орбитальная исследовательская станция «Союз-ВИ»

В конце 1967 года, когда в Филиале №3 ОКБ-1 разработка КК 7К-ВИ «Звезда» близилась к этапу летных испытаний, Главный конструктор ОКБ-1 Мишин В.П. выступил с энергичной критикой этого проекта и предложил вместо него проект орбитальной исследовательской станции (ОИС) «Союз-ВИ». В конце 1967 года было принято решение в пользу проекта ОИС.

6.2.3.1. ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730)

«Союз-ВИ» 11Ф730 – малая орбитальная станция военного назначения разработки ОКБ-1. По проекту состоит из орбитального блока ОБ-ВИ 11Ф731 и транспортного КК 7К-С 11Ф732. Фактически является переработанным проектом ОКС «Союз-Р» 1963 года.

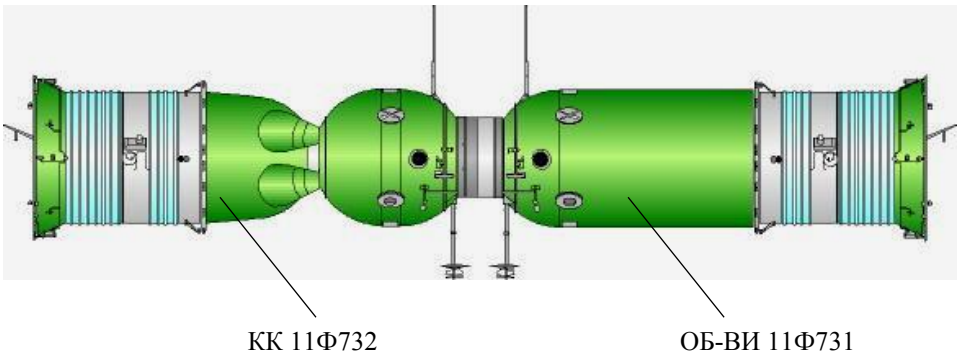


Рис. 1.124. ОИС «Союз-ВИ» (11Ф730)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

6.2.3.2. Орбитальный блок ОБ-ВИ 11Ф731

ОБ-ВИ 11Ф731 – орбитальный блок исследовательской станции «Союз-ВИ» 11Ф730. Разрабатывался на базе проекта малой ОКС «Союз-Р» 11Ф71. Должен был нести 700-1 000 кг научной и специальной аппаратуры. Имел корректировочно-тормозную двигательную установку и стыковочный узел с внутренним переходом. Работы по базовому блоку 11Ф731 прекращены в феврале 1970 года в связи с развертыванием в ОКБ-1 работ по долговременной орбитальной станции «Заря»

6.2.4. «СОЮЗ» – «СОЮЗ» – ПРООБРАЗ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Основой для создания и поддержания работоспособности орбитальных станций является техника сближения и стыковки космических аппаратов. Транспортные КК должны доставлять на ОКС экипажи, аппаратуру, расходуемые материалы системы жизнеобеспечения, топливо. Все это становится возможным только при условии возможности регулярных полетов КК к ОКС и стыковке с ней. Отработка техники сближения и стыковки проводилась в СССР на КК серии «Союз-ОК».

Первая попытка создания на орбите комплекса из двух состыкованных КК «Союз» была предпринята в апреле 1967 года. На орбиту был выведен КК «Союз-1», пилотируемый космонавтом Комаровым В.М. На следующий день должен был стартовать КК «Союз-2» с экипажем из трех человек (Быковский В.Ф., Хрунов Е.В., Елисеев А.С.). После стыковки, которую Комаров должен был выполнить вручную, Хрунов и Елисеев должны были перейти в скафандрах через открытый космос из КК «Союз-2» в КК «Союз-1», при этом бытовые отсеки должны были играть роль шлюзов. Эксперимент не был выполнен, т.к. ряд неисправностей, выявившихся на борту КК «Союз-1», вынудили руководство принять решение об отмене запуска КК «Союз-2» и посадке КК «Союз-1». При посадке проявилась еще одна недоработанность конструкции КК – не вышел основной парашют СА. Комаров В.М. погиб.

В октябре 1967 года и апреле 1968 года дважды была выполнена автоматическая стыковка беспилотных КК «Союз» 7К-ОК («Космос-186»-«Космос-188» и «Космос-212»-«Космос-213»).

В октябре 1968 года была осуществлена попытка ручной стыковки КК «Союз-3» (пилот Береговой Г.Т.) с беспилотным КК «Союз-2». Стыковка не удалась из-за ошибки Берегового Г.Т., который не сумел правильно распознать положение КК «Союз-2» и перерасходовал топливо в попытках сближения, после чего был вынужден прекратить полет.

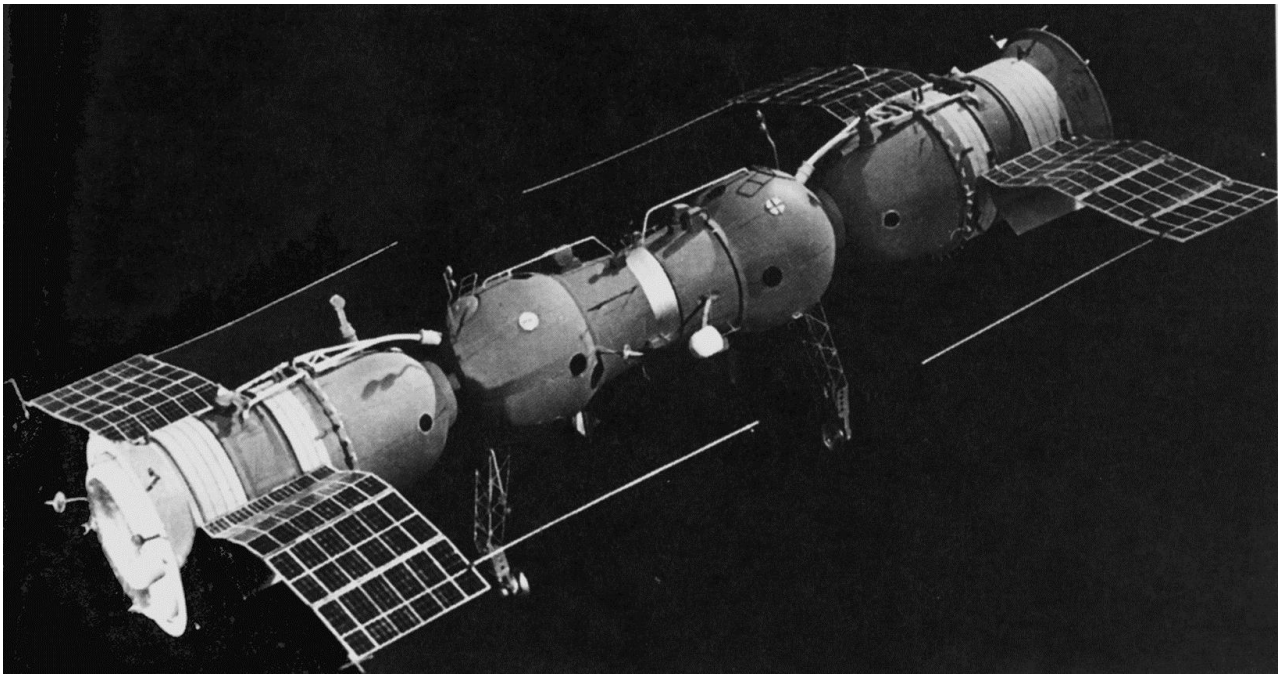


Рис. 1.125. Стыковка двух КК «Союз»

Ручная стыковка двух пилотируемых КК – «Союз-4» и «Союз-5», – была успешно выполнена только в январе 1969 года. Как было объявлено в средствах массовой информации, тем самым была создана первая в мире экспериментальная ОКС массой около 13 т и с экипажем четыре человека (В.А. Шаталов, Б.В. Волынов, Е.В. Хрунов, А.С. Елисеев). Два космонавта – Елисеев А.С. и Хрунов Е.В., – выполнили переход из КК «Союз-5» в КК «Союз-4» через открытый космос.

Повторная ручная стыковка пилотируемых КК была запланирована на октябрь 1969 года. КК «Союз-7» и «Союз-8» должны были состыковаться, Елисеев А.С. должен был перейти из КК «Союз-8» в КК «Союз-7», а Волков В.Н. и Горбатко В.В. – наоборот. Процесс стыковки и перехода космонавтов должен был быть заснят на кинокамеру экипажем «Союз-6». К сожалению, из-за сбоя в системе сближения стыковку выполнить не удалось.

6.2.5. КОММЕРЧЕСКАЯ ОКС MINI STATION 1

В 2001 году между организациями Росавиакосмос, РКК «Энергия» и MirCorp[1] было подписано решение, в соответствии с которым РКК «Энергия» должна была разработать проект малой орбитальной станции, а MirCorp – искать инвесторов и заказчиков. Было объявлено, что Главная цель строительства станции – осуществление коммерческих полетов в космос и медиапроектов, а во вторую очередь – проведение экспериментов по заказу государственных организаций и частных фирм.

В состав Mini Station 1 входят:

- базовый модуль (БМ), постоянно находящийся на орбите;
- транспортный корабль «Союз ТМА», доставивший экипаж;
- грузовой корабль «Прогресс-М1».

БМ, создаваемый на базе ТКГ «Прогресс М», должен состоять из цилиндрической части и сферического переходного отсека, снабженного двумя стыковочными узлами и люком для выхода в открытый космос. Переходной отсек в этом случае будет играть роль шлюзовой камеры. Выводиться на орбиту БМ должен с помощью РН «Союз-ФГ». Масса БМ составляет 7,44 т, объем гермоотсека 15 м^3, в том числе объем, свободный от оборудования – 6 м^3.

Рис. 1.126. ОКС Mini Station 1
Рис. А.Шлядинского

Экипаж, состоящий из одного профессионального космонавта и двух туристов, будет прибывать на КК «Союз ТМА». Длительность пребывания экспедиции посещения – до 20 суток.

ТКГ «Прогресс-М1» будет доставлять на ОКС расходуемые ресурсы и топливо, а также выполнять корректировку орбиты.

Станция будет иметь возможность длительных беспилотных полетов, а ее рабочий ресурс составит 15 лет. Для поддержания ее работоспособности понадобится лишь один пилотируемый «Союз ТМА» и один ТКГ «Прогресс М1» в год.

Расчеты показали, что реализация проекта требует весьма значительных средств, найти которые компании MirCorp не удалось.

[1] Акционерное общество, созданное в 90-е годы для поиска коммерческими способами средств для поддержания эксплуатации ДОС «Мир».

6.3. Долговременные орбитальные станции 17К

В 1969 году в ЦКБЭМ (Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения, бывшее ОКБ-1) начались проектные работы по созданию орбитальной космической станции, рассчитанной на выведение на орбиту ракетой-носителем 8К82К «Протон», так как сроки создания сверхмощной РН Н-1 задерживались. В связи с тем, что в США велась подготовка к запуску в 1972 году ОКС «Skylab», остро вставал вопрос приоритета. К этому времени в ЦКБМ (Центральное конструкторское бюро машиностроения, бывшее ОКБ-52) уже несколько лет велись работы по созданию ОПС (орбитальной пилотируемой станции) «Алмаз» военного назначения, но из-за проблем, возникших при создании специального оборудования, сроки готовности «Алмаза» к пуску сдвигались вправо. По представлению ЦКБЭМ в феврале 1970 года было подписано Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР, которым провозглашалось политическое решение о недопустимости утраты приоритета в создании орбитальной космической станции. Постановлением предписывалось использование корпусов ОПС «Алмаз» и бортового оборудования КК «Союз» для создания долговременной орбитальной станции (ДОС) «Заря» в наикратчайшие сроки. Завод имени Хруничева – опытный завод ЦКБМ, – передал для изготовления орбитальных станций ДОС четыре корпуса ОПС «Алмаз».

6.3.1. ДОС 17К «Заря»

17К «Заря» (11Ф715, ДОС-7К, ДОС-А) – орбитальная станция, разработанная в ЦКБЭМ на базе корпуса ОПС «Алмаз» и бортового оборудования КК «Союз» 7К-ОК. Корпус ОПС был доработан следующим образом:

- к переднему торцу корпуса добавлен переходной отсек с пассивным стыковочным узлом для КК «Союз», выполняющий также роль шлюзовой камеры;
- к заднему торцу корпуса добавлен негерметичный агрегатный отсек, изготовленный на базе приборно-агрегатного отсека КК «Союз»;
- на переходном и агрегатном отсеках размещены солнечные батареи, взятые с КК «Союз» без изменений, общей площадью 28 м^2.

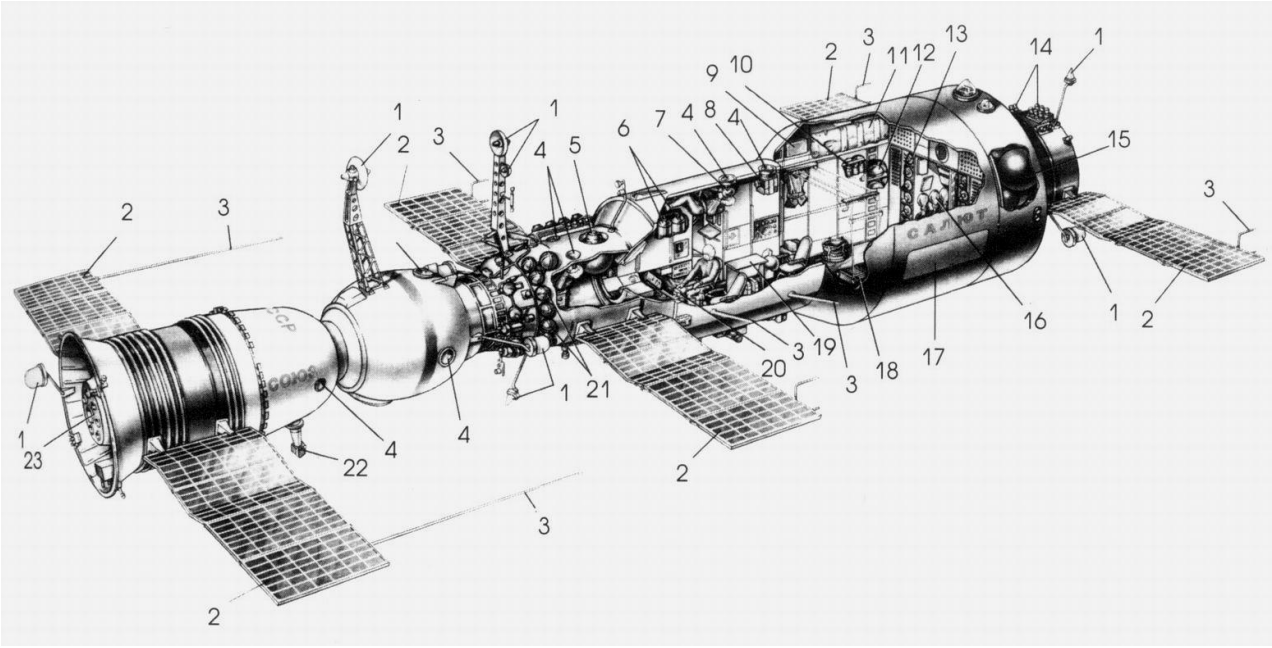
Масса ДОС «Заря» 17К около 18,2 т, наибольший диаметр корпуса – 4,15 м, полная длина – 13,6 м. Свободный объем – 47 м^3. Расчетное время полета – 3 месяца. Для выведения ДОС на орбиту использовалась РН 8К82К «Протон». Начальная высота орбиты около 220 км, наклонение орбиты 51,4°. В связи с довольно небольшой высотой полета происходило постепенное торможение ДОС о разреженную атмосферу, поэтому периодически возникала необходимость поднятия орбиты до высоты 280-320 км. Запаса топлива в КТДУ ДОС, взятой без изменений с КК «Союз» 7К-ОК, было достаточно для создания дополнительного импульса около 300 м/сек.

ДОС была рассчитана на обслуживание транспортными КК «Союз» 7К-Т.

Старт первой ДОС «Заря», перед запуском переименованной[1] в «Салют», состоялся 19.04.1971 г. При полете к ДОС первого транспортного КК «Союз-10» 7К-Т с экипажем из трех человек (В.А. Шаталов, А.С. Елисеев, Н.Н. Рукавишников) из-за повреждения стыковочного механизма не удалось добиться штатной стыковки, и экипаж вынужден был вернуться на Землю. Стыковка второго транспортного КК «Союз-11» прошла успешно, экипаж (Г.Т. Добровольский, В.Н. Волков, В.И. Пацаев) перешел в жилой отсек ДОС и успешно проработал 23 дня. При возвращении экипажа на Землю произошла разгерметизация спускаемого аппарата КК, и экипаж погиб. ДОС «Салют» в автоматическом режиме продолжала полет до 11.10.1971 г., когда по команде с Земли двигательная установка ДОС была включена на торможение, и станция «Салют» вошла в плотные слои атмосферы над Тихим океаном.

Запуск второй ДОС «Заря», идентичной первой, закончился неудачей из-за аварии РН 8К82К «Протон».

[1] Переименование было вызвано поступившей информацией о том, что так (в переводе) назывался китайский спутник, запущенный на орбиту незадолго до этого. По другой версии, возникло опасение спутать радиообращение к экипажу ДОС «Заря» с позывным Центра управления полетом – «Заря», по традиции оставляемым без изменения с 12.04.61 г. Но на борту ДОС так и осталась надпись «Заря».



1. Антенны системы сближения
2. Солнечные батареи
3. Антенны радиотелеметрических систем
4. Иллюминаторы
5. Звездный телескоп «Орион»
6. Установка регенерации воздуха
7. Кинокамера
8. Фотоаппарат
9. Аппаратура для биологических исследований
10. Холодильник для продуктов питания
11. Спальное место
12. Блоки системы водообеспечения
13. Сборники отходов
14. Двигатели системы ориентации
15. Топливные баки
16. Санитарно-гигиенический узел
17. Датчик регистрации микрометеоритов
18. Бегущая дорожка
19. Рабочий стол
20. Центральный пост управления
21. Баллоны системы наддува
22. Визир космонавта
23. Двигательная установка КК «Союз»

Рис. 1.127. ДОС «Заря» 17К («Салют») с пристыкованным КК 7К-Т

6.3.2. ДОС 17К «САЛЮТ»

17К «Салют» (11Ф715) – модификация ДОС «Заря». Основным отличием была установка новых систем ориентации и навигации, а также трех поворотных солнечных батарей общей площадью 60 м^2 вместо четырех неподвижных площадью 28 м^2. Срок полета был увеличен до 180 суток. Из-за увеличения массы был уменьшен запас топлива, а для уменьшения потребности коррекций орбиты предусматривалось, что ДОС будет выводиться на более высокую орбиту – около 350 км высотой.

Первый запуск модифицированной ДОС №3 «Салют» прошел успешно, но во время первого же сеанса связи досадная несогласованность в действиях наземной команды привела к потере станции – двигатели ориентации, включенные для придания станции нужного положения, не были выключены до ухода ДОС за радиогоризонт. Когда на следующем витке связь восстановилась, было обнаружено, что топлива в системе ориентации не осталось. Эксплуатировать станцию, которая не может поддерживать ориентацию, невозможно. Станции было присвоено название (для средств массовой информации) – ИСЗ «Космос-557».

Следующий запуск прошел нормально, и ДОС №4 получила соответствующее наименование – «Салют-4» (названия «Салют-2» и «Салют-3» были присвоены орбитальным станциям «Алмаз»). На «Салюте-4» успешно работали две экспедиции, длительностью 28 дней и 62 дня. Для обеспечения возможности выполнять более длительные полеты необходимо было увеличить и подтвердить ресурс транспортного КК 7К-Т на более длительный срок. Такие испытания были проведены в беспилотном полете КК «Союз-20», который произвел в автоматическом режиме стыковку с ДОС «Салют-4» и совершал полет в пристыкованном состоянии в течение 3 месяцев, после чего по команде с Земли отделился и совершил посадку в заданном районе.

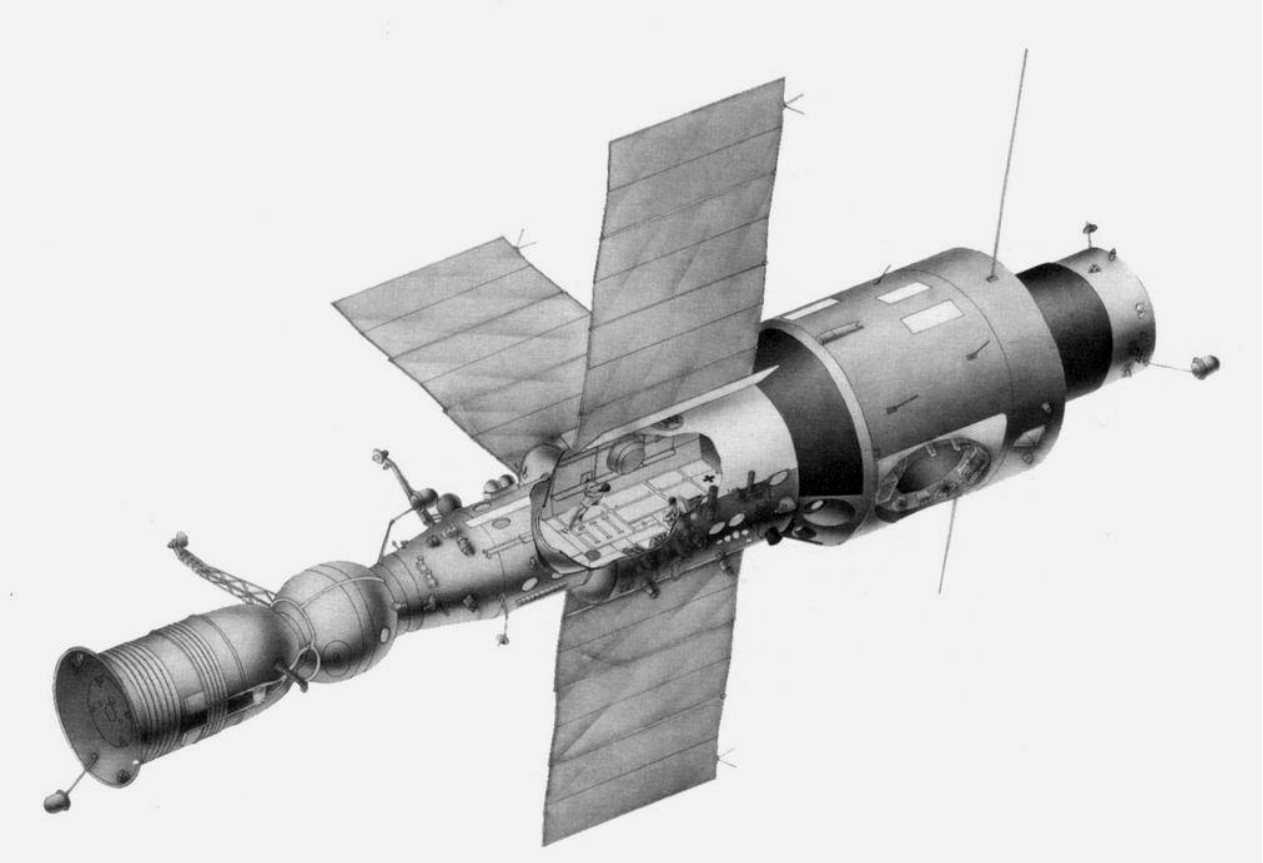


Рис. 1.128. ДОС 17К «Салют-4»

В табл. 1.37 приведены краткие данные по запускам орбитальных станций «Заря» и «Салют» и по полетам к ним транспортных КК 7К-Т.

Табл. 1.37. Полеты ДОС 17К «Заря» и «Салют» 11Ф715

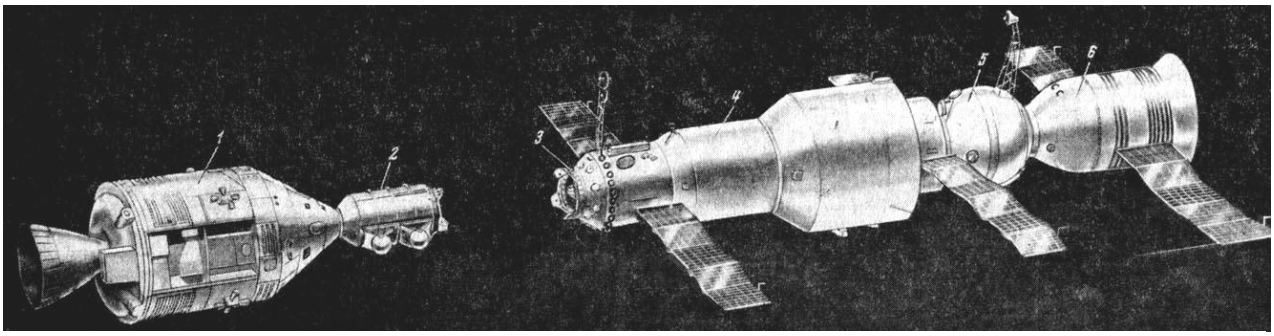
№ п/п	Назначение	Наименование КА	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Описание полета
1	**Первый запуск орбитальной станции ДОС №1 «Заря»**	Салют	17К № 12101	18 914	19.04.71-11.10.71		175с	Первая в мире орбитальная станция.
2	Первая экспедиция на ДОС №1	Союз-10	7К-Т № 31Л	6 800	23.04.71-25.04.71	24.04.71-24.04.71	1с 23ч 46м	При стыковке 24.04.71 г. не удалось обеспечить герметичное соединение, экипаж вынужден был вернуться на Землю. Экипаж: Шаталов В.А., Елисеев А.С., Рукавишников Н.Н.
	Первая экспедиция на ДОС №1	Союз-11	7К-Т № 32Л		06.06.71			Повторная попытка доставки первой экспедиции на ДОС «Салют». Экипаж: Леонов А.А., Кубасов В.Н., Колодин П.И. За несколько дней до старта по медицинским показаниям был снят с полета Кубасов В.Н., в связи с чем основной экипаж был заменен дублерами.
3	Первая экспедиция на ДОС №1	Союз-11	7К-Т № 32Л	6 790	06.06.71-30.06.71	07.06.71-29.06.71	23с 18ч 22м	Первая в мире экспедиция на ОКС – на орбитальную станцию «Салют». Экипаж: **Добровольский Г.Т., Волков В.Н., Пацаев В.И.** Длительность пребывания на ДОС была сокращена на сутки из-за проблем с самочувствием экипажа. При посадке произошла разгерметизация СА, экипаж погиб.
	Вторая экспедиция на ДОС №1	Союз-12	7К-Т № 33Л		20.07.71			Экипаж: Леонов А.А., Рукавишников Н.Н., Колодин П.И. Полет отменен после гибели экипажа КК «Союз-11».
4	Испытания транспортного КК	Космос-496	7К-Т № 33А	6 675	26.06.72-02.07.72	-	5с 23ч 01м	Испытания двухместного КК 7К-Т, доработанного для устранения возможностей разгерметизации.
5	**Запуск орбитальной станции ДОС №2 «Заря»**	-	17К № 12201	18 000	29.07.72	-	-	Из-за аварии РН ДОС не была выведена на орбиту.
	Первая экспедиция на ДОС № 2	Союз-13	7К-Т №34Л		01.08.72			Экипаж: Леонов А.А., Кубасов В.Н. Полет отменен.
	Вторая экспедиция на ДОС № 2	Союз-14	7К-Т №35Л		01.10.72			Экипаж: Лазарев В.Г., Макаров О.Г. Полет отменен.
6	**Запуск орбитальной станции ДОС №3 «Салют»**	Космос-557	17К № 12301	19 400	11.05.73-22.05.73		11с	Из-за сбоя в управлении станция ушла за пределы радиовидимости станций слежения с невыключенными двигателями системы ориентации. При восстановлении связи обнаружилось, что топливо в системе ориентации выработано полностью, что делало невозможным ее эксплуатацию.

№ п/п	Назначение	Наименование КА	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Длительность полета	Описание полета
	Первая экспедиция на ДОС № 3	Союз-12	7К-Т № 35Л		01.06.73			Экипаж: Леонов А.А., Кубасов В.Н. Полет отменен.
	Вторая экспедиция на ДОС № 3	Союз-13	7К-Т №36Л		01.08.73			Экипаж: Лазарев В.Г., Макаров О.Г. Полет отменен.
	Третья экспедиция на ДОС № 3	Союз-14	7К-Т №37Л		01.11.73			Экипаж: Губарев А.А., Гречко Г.М. Полет отменен.
7	Беспилотные испытания КК	Космос-573	7К-Т №36Л		15.06.73-17.06.73		2с 01ч 12м	Повторные беспилотные испытания доработанного КК.
8	**Запуск орбитальной станции ДОС №4 «Салют»**	Салют-4	17К № 12401	18 500	26.12.74-03.02.77		770с	
9	Первая экспедиция на ДОС № 4	Союз-17	7К-Т № 38Л	6 800	11.01.75-09.02.77	12.01.75-09.02.77	29с 13ч 20м	Экипаж: Губарев А.А., Гречко Г.М.
10	Вторая экспедиция на ДОС № 4	Союз-18-1[1]	7К-Т № 39Л	6 830	05.04.75	-	21м	Экипаж: Лазарев В., Макаров О. При разделении 2-й и 3-й ступеней РН произошла авария 3-й ступени, КК был аварийно отделен и совершил баллистический спуск и посадку в горах Алтая.
11	Вторая экспедиция на ДОС № 4	Союз-18	7К-Т № 40Л	6 825	24.05.75-26.07.75	26.05.75-26.07.75	62с 23ч 20м	Экипаж: Климук П. И., Севастьянов В. И. Первоначально экспедиция планировалась на 28 суток. Во время выполнения полета было принято решение продлить экспедицию еще на 35 суток.
12	Беспилотные испытания КК 7К-Т в составе ДОС № 4	Союз-20	7К-Т № 64Л		17.11.75-16.02.76	19.11.75-15.02.76	90с 11ч 46м	Проверена возможность КК совершать полеты в составе ОКС длительностью до 3-х месяцев.

[1] Номер официально не был присвоен.

6.3.3. ПРОЕКТ «САЛЮТ» – «APOLLO»

«Салют» – «Apollo» – проект совместного советско-американского эксперимента по стыковке КК «Apollo» с ДОС «Салют». Проект предложен летом 1971 года в числе трех проектов возможных совместных полетов («Союз» – «Apollo», «Союз» – «Skylab», «Apollo» – «Салют»). Основным вариантом был принят проект «Apollo» – «Салют».



1 – КК «Apollo»
2 – шлюзовой отсек
3 – стыковочный узел ДОС
4 – ДОС «Салют»
5 – орбитальный отсек КК «Союз»
6 – спускаемый отсек КК «Союз»

Рис. 1.129. Стыковка КК «Apollo» с ДОС «Салют» (проект)

Первоначальное предложение предусматривало два полета КК «Apollo» к советской ДОС. Первый полет должен был состояться во второй половине 1974 года с целью подтверждения совместимости систем сближения и стыковки. Планировалось осуществить стыковку КК «Apollo», оснащенного андрогинным узлом, со станцией «Салют», которая должна была иметь один такой же стыковочный узел. Переход космонавтов из КК в ДОС не предусматривался из-за разницы в атмосферах КК «Apollo» и ДОС «Салют» (чисто кислородная атмосфера при давлении 0,35 атм. в КК «Apollo» и азотно-кислородная атмосфера при давлении 1 атм. в ДОС «Салют»). Длительность полета в состыкованном состоянии – двое суток.

Второй полет должен был состояться в июне 1975 года, с переходом космонавтов через шлюзовой отсек, который должна была разработать фирма North American Rockwell. Длительность совместного полета – 14 суток.

В процессе проработки проекта американская сторона предложила выполнить полноценную стыковку с переходами космонавтов из одного КА в другой уже в первом полете. Этот полет мог бы состояться в 1975 году. По графику полет в состыкованном состоянии должен был продолжаться двое суток. В 1976 году полет КК «Apollo» к ДОС «Салют» мог бы быть повторен, с длительностью совместного полета уже 14 суток.

Воплощению этого плана помешало следующее. В апреле 1972 года между Главным конструктором ЦКБЭМ В.П.Мишиным и Генеральным конструктором ЦКБМ В.Н.Челомеем было достигнуто соглашение о завершении программы «Салют» после запуска четырех экземпляров ДОС. После этого все работы по орбитальным станциям предлагалось передать в ЦКБМ. Это решение не было утверждено благодаря вмешательству Министра обороны Д.Ф.Устинова, тем не менее, в результате этого соглашения советская сторона ответила отказом на американское предложение о полете «Apollo» – «Салют», поскольку, согласно этому соглашению, к моменту такого полета станции «Салют» должны были бы уже прекратить свое существование. Официальной причиной отказа была названа необходимость переделки двигательного отсека ДОС для установки стыковочного узла, что повлекло бы задержку выполнения совместного полета.

В результате стороны договорились осуществить совместный полет КК «Apollo» – «Союз». Краткая информация об этом полете приведена в п. 5.3.5.

6.3.4. Проект «Салют» – «Space Shuttle»

После осуществления советско-американского полета «Союз» – «Apollo» вносилось предложение о полете американского МКК Space Shuttle к советской ДОС серии «Салют». Предложение было предварительным, так как до начала полетов МКК Space Shuttle[1] планирование таких полетов было преждевременным.

В 80-е годы произошло ухудшение отношений между СССР и США, и обсуждение таких проектов стало нереальным.

Тем не менее, проект был реализован, но уже в виде полетов МКК «Space Shuttle» к орбитальному комплексу «Мир», и произошло это в 1995 году – через 20 лет после полета «Союз» – «Apollo».

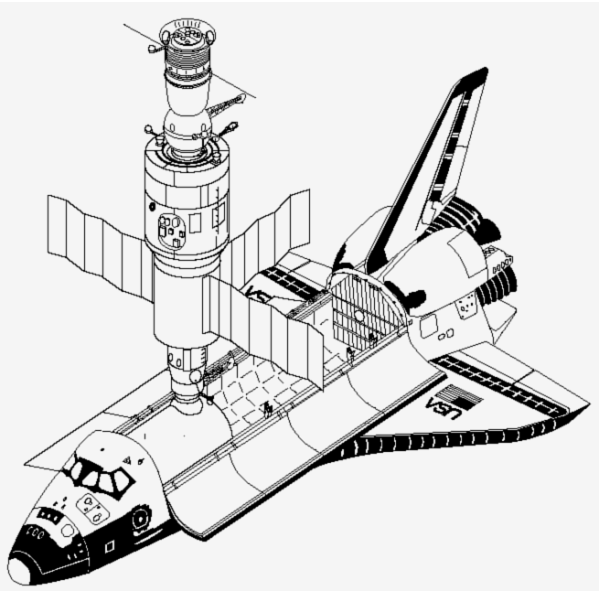


Рис. 1.130. Стыковка МКК Space Shuttle с ДОС «Салют» (проект)

6.4. Военная орбитальная станция «Алмаз»

6.4.1. Проект ОПС «Алмаз» 1966 года

Работы по программе создания орбитальной пилотируемой станции (ОПС) военного назначения «Алмаз» были начаты в ОКБ-52, позже переименованном в ЦКБМ (Главный конструктор В.Н.Челомей), в 1964 году. Разработка ОПС «Алмаз» (тема «Меч»), как и орбитальной станции 7К-ВИ в Филиале №3 ОКБ-1, являлась ответной реакцией СССР на объявленную США программу создания военной орбитальной станции MOL.

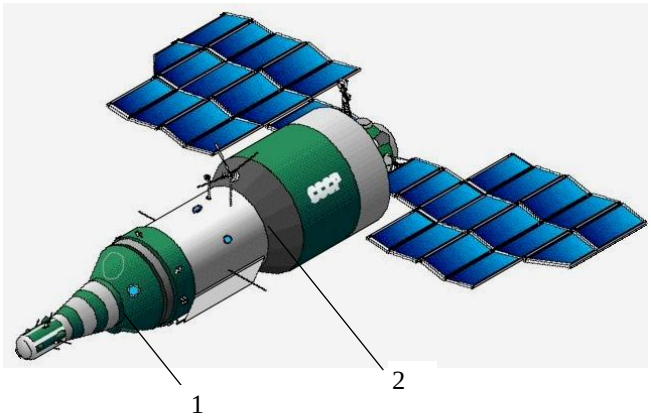
За долгое время существования (с 1964 по 1992 год) программа «Алмаз» претерпела много трансформаций. Орбитальная пилотируемая станция «Алмаз», так и не слетавшая в космос под своим исконным именем в пилотируемом режиме, тем не менее, явилась родоначальницей станций «Салют» и «Мир». На базе конструкции ОПС «Алмаз» были изготовлены основной блок «Заря» и функциональный блок ФГБ для международной станции МКС. Транспортные корабли ТКС, разработанные для программы «Алмаз» и летавшие в космос также только в беспилотном режиме под общим названием «Космос», явились основой для функциональных модулей 11Ф77 орбитального комплекса «Мир». Таким образом, заложенные в ОКБ-52 основные параметры конструктивных блоков орбитальных космических станций для военной программы «Алмаз» стали родоначальниками конструктивного решения для всей советской гражданской программы орбитальных станций и, частично, для международной.

Начальная концепция ОПС «Алмаз», утвержденная в 1966 году в виде эскизного проекта, предусматривала два этапа создания орбитальных станций.

[1] Первый полет МКК Space Shuttle «Columbia» состоялся 12.04.81 г.

6.4.1.1. ОПС «Алмаз» 1-го этапа

ОПС «Алмаз» 1-го этапа (АПОС– автономная пилотируемая орбитальная станция) – орбитальная станция военного назначения, первая часть программы «Алмаз». В состав станции входит базовый блок и возвращаемый аппарат. Основная задача, выполняемая ОПС, – фото- и радиоразведка малоразмерных и частично замаскированных объектов с оперативной доставкой информации на Землю в спускаемых капсулах или по радиоканалу. ОПС должна была нести большое количество разведывательной аппаратуры, в том числе фотоустановку с объективом на базе вогнутого зеркала диаметром 2 м и с фокусным расстоянием 10 м. Экипаж должен был проявлять отснятую пленку на борту ОПС и наиболее срочную информацию передавать по радиоканалу. Отснятые пленки экипаж должен был загружать в спускаемые капсулы, которые, после выталкивания из ОПС через специальный люк, возвращались на Землю.



1 – возвращаемый аппарат
2 – базовый блок

Рис. 1.131. ОПС «Алмаз» 1-го этапа

Экипаж станции – 3 человека. Масса базового блока – 15 т, возвращаемого аппарата – 4,9 т. Экипаж при старте располагается в возвращаемом аппарате, а после выхода станции на орбиту переходит в базовый блок через люк в теплозащитном экране. ОПС выводится на орбиту ракетой-носителем 8К82К. Смена экипажа не предполагалась, расчетное время работы – 1-3 месяца. Первый старт ОПС «Алмаз» был назначен на 1968 год.

6.4.1.2. ОПС «Алмаз» 2-го этапа

ОПС «Алмаз» 2-го этапа (ОПС/ТКС, проект 1966 года) – орбитальная станция второй части программы «Алмаз». Станция в полном объеме состоит из двух функциональных частей – модифицированной ОПС 1-го этапа и ТКС – транспортного корабля снабжения, выводимых на орбиту двумя последовательными стартами РН 8К82К. Модификация ОПС заключается в установке стыковочного узла для стыковки ТКС и расширенном составе бортового оборудования. Оба основных модуля – ОПС и ТКС, – укомплектованы возвращаемыми аппаратами (ВА). Сменные экипажи (по 3 человека) доставляются на орбиту в ТКС каждые три месяца. Масса ОПС –18,2 т, масса ТКС – 17,5 т, масса ВА – 4.2 т. Свободный внутренний объем ОПС – 100 м^3, ТКС – 75 м^3. Время существования ОПС на орбите – 1-2 года.

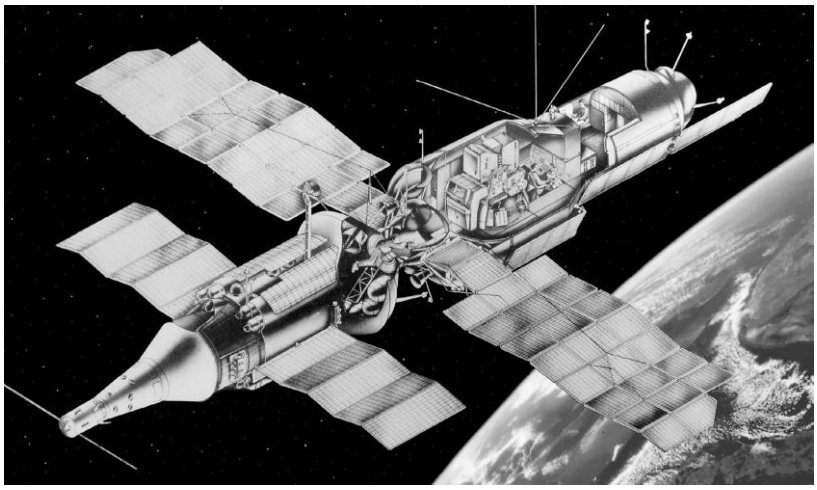


Рис. 1.132. ОПС «Алмаз» 2-го этапа

В 1966 году В.Н.Челомей добился принятия правительственного решения о прекращении Филиалом №3 ЦКБЭМ работ по военной орбитальной станции «Союз-Р» 11Ф71. Обозначение 11Ф71 было переприсвоено станции «Алмаз», что должно было свидетельствовать о преемственности назначения ОПС «Алмаз». Тем не менее, этим решением было предписано на первом этапе использовать беспилотные запуски ОПС «Алмаз» без ВА, а для доставки экипажа использовать транспортный КК «Союз-ТК», разрабатывавшийся Филиалом №3 ЦКБЭМ, как часть проекта ОИС «Союз-Р». Работы по ТКС были остановлены.

6.4.2. Орбитальный комплекс «Алмаз» 11Ф73

В 1970 году В.Н.Челомей все-таки настоял на замене «Союза-ТК» кораблем ТКС, также добившись переприсвоения ему обозначения 11Ф72. Комплекс «ОПС 11Ф71+ТКС 11Ф72» получил обозначение 11Ф73, принадлежавшее ранее КК 7К-ВИ. В дальнейшем, из-за продолжавшихся задержек в разработке ТКС, транспортным кораблем для ОКС «Алмаз» был определен КК 7К-С 11Ф732, разрабатывавшийся в ЦКБЭМ. Позднее, в 1969 году, было решено для этой цели использовать модифицированный транспортный КК «Союз» 7К-Т, получивший в этом варианте обозначение «Союз» 7К-ТА 11Ф615А9.

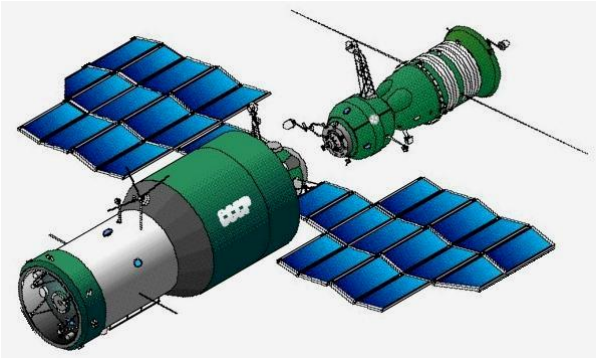


Рис. 1.133. ОПС «Алмаз» 11Ф71 и транспортный КК «Союз» 7К-ТА 11Ф615А9

Разработка ОПС 11Ф71 «Алмаз» продвигалась недостаточно успешно из-за задержек в создании специальной аппаратуры. В 1970 году, после объявления в США программы создания орбитальной станции «Скайлэб», возникла угроза отставания и в этом направлении космической гонки. Для достижения приоритета руководством страны было принято поступившее от ЦКБЭМ предложение о создании ОКС «Заря» («Салют») на базе конструкции ОПС «Алмаз», но с оборудованием, взятым из КК «Союз» 7К-ОК. ЦКБЭМ достаточно быстро справилось с поставленной задачей, в результате в период 1973-1977 годов орбитальные станции «Салют» и «Алмаз» готовились к стартам практически одновременно. За этот период были выведены на орбиту ИСЗ три ОПС «Алмаз», получивших названия «Салют-2», «Салют-3» и «Салют-5». На станциях «Салют-3» и «Салют-5» работали три пилотируемые экспедиции.

Модифицированная станция 11Ф71-Б была подготовлена к запуску в 1980 году, но в связи с развертыванием программы ДОС «Мир» работы по ОПС «Алмаз» в конце 1978 года были прекращены.

Транспортные корабли снабжения ТКС продолжали разрабатываться и после остановки работ по ОПС «Алмаз». Три КК ТКС в беспилотном варианте использовались для доставки груза на ДОС «Салют-6» и «Салют-7». Впоследствии на базе ТКС разрабатывались специализированные модули для ДОС «Мир» и МКС.

6.4.3. ОПС «Алмаз» 11Ф71

ОПС «Алмаз» 11Ф71 – орбитальная пилотируемая станция военного назначения. Основная задача, выполняемая ОПС, – фото- и радиоразведка. Экипаж станции – 2 человека. Для доставки экипажа на ОПС и его возвращения на Землю использовался транспортный КК 7К-ТА «Союз» 11Ф615А9, в связи с чем возвращаемый аппарат в составе ОПС отсутствовал. Масса ОПС была увеличена за счет установки дополнительного (по сравнению с проектом 1965 года) оборудования и составляла 18,9 т. Длина ОПС – 14,55 м, максимальный диаметр – 4,15 м. Объем герметичных отсеков – 90 м^3. Двигательная установка ОПС состоит из двух двигателей тягой по 400 кгс. Ракета-носитель – 8К82К «Протон». ОПС «Алмаз» выводились на орбиту высотой около 220 х 260 км с наклонением 51,6 град, с последующим переводом на рабочую орбиту 260 х 300 км.

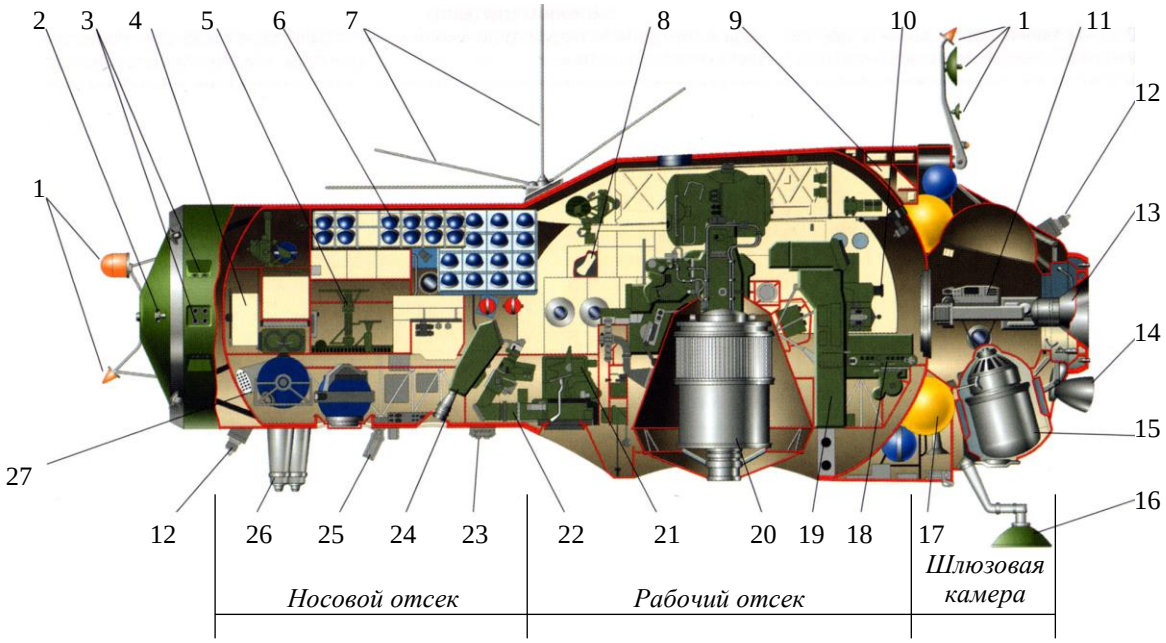
ОПС конструктивно состоит из носового отсека, рабочего отсека и сферической шлюзовой камеры.

Для исключения возможности инспекции ОПС либо атаки космическими аппаратами противника на носовой части станции размещается скорострельная авиационная пушка конструкции Нудельмана-Рихтера НР-23, ствол которой проходит параллельно оси станции. Пушка наводится на цель поворотом станции. Параметры пушки: калибр 23 мм, скорострельность 950 выстрелов в минуту, масса снаряда 200 г, начальная скорость 690 м/ с.

В носовом отсеке размещаются спальные места, столик для приема пищи, кресло для отдыха и иллюминаторы. В рабочем отсеке находится пульт управления командира и рабочее место оператора обзорного контроля земной поверхности и окружающего космического пространства, а также оборудование для детального наблюдения объектов на поверхности Земли, в частности, длиннофокусная и инфракрасная фотоаппаратура.

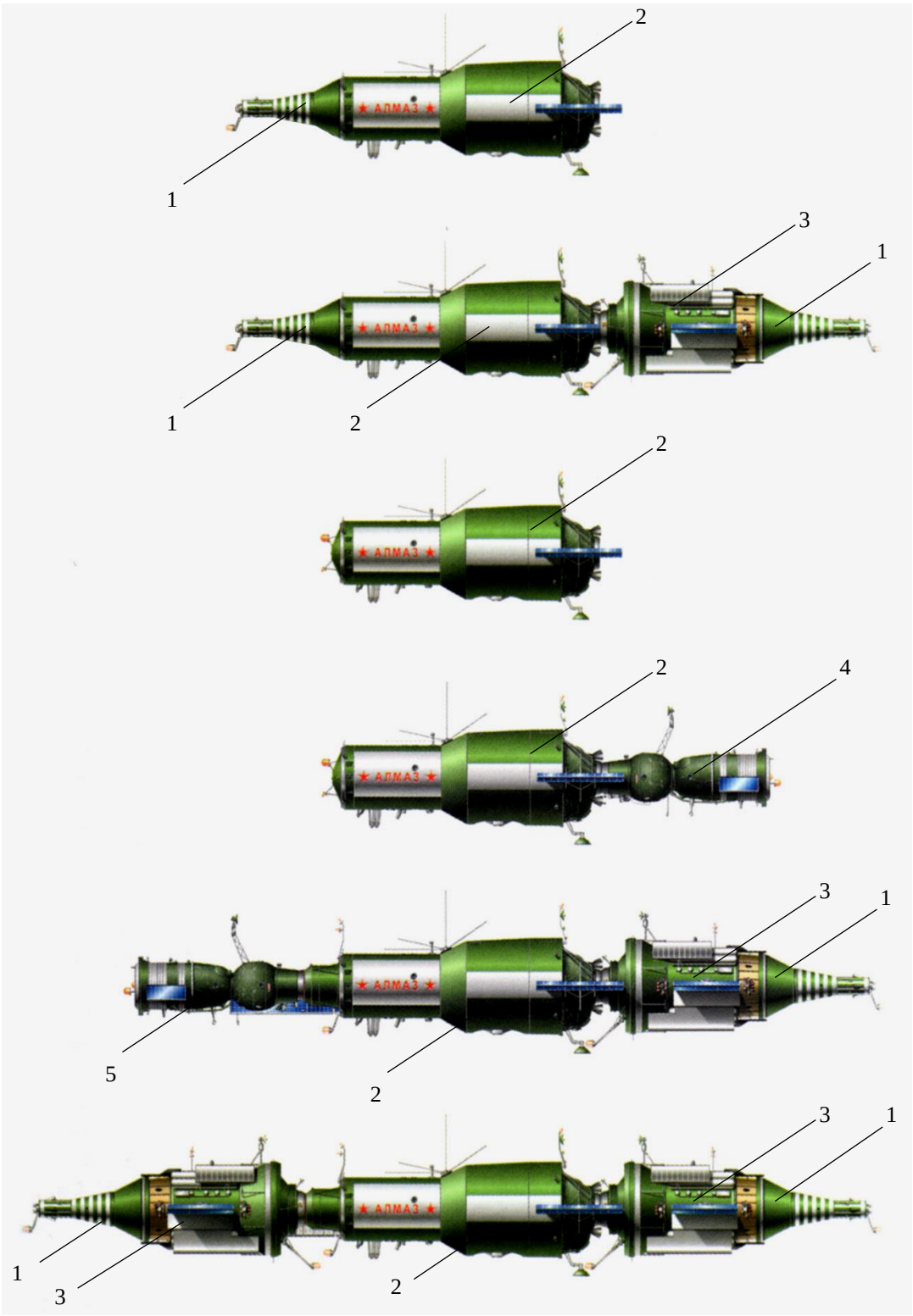
Вокруг шлюзовой камеры расположены агрегаты двигательной установки станции, антенны и две панели солнечных батарей. Шлюзовая камера имеет пассивный узел стыковки кораблей снабжения и два люка – верхний для выхода в открытый космос и нижний для сброса через специальную пусковую камеру капсул КСИ 11Ф76 (капсула со специальной информацией), возвращаемых на Землю. Запас капсул должен был храниться на станции и периодически пополняться с помощью транспортных кораблей снабжения.

Краткая информация о запусках ОПС «Алмаз» и полетах к ним пилотируемых КК приведена в табл. 1.38.



1 – антенны система «Игла»
2 – датчики солнечной ориентации
3 – двигатели стабилизации
4 – вакуумная емкость «Ветер»
5 – массметр
6 – запасы воды «Колос-5Д»
7 – антенны системы связи «Аврора»
8 – звездный фотоаппарат СА-33Р
9 – научная аппаратура
10 – регенерационные патроны
11 – манипулятор для работ с КСИ
12 – передатчик системы стыковки
13 – стыковочный узел
14 – двигатель коррекции
15 – КСИ 11Ф76
16 – антенна системы «Бирюза»
17 – топливные баки
18 – комплексный физтренажер
19 – фототелевизионная система «Печора»
20 – длиннофокусный фотоаппарат «Агат-1»
21 – топографический фотоаппарат СА-34Р
22 – оптический визир ОД-4
23 – уголковый лазерный отражатель
24 – панорамное обзорное устройство ПОУ-II
25 – телекамера
26 – инфракрасный датчик вертикали
27 – электромеханическая система стабилизации и поворота

Рис. 1.134. Компоновка ОПС «Алмаз» 11Ф71



А – АПОС «Алмаз» 1-го этапа (1966 г.)
Б – ОПС «Алмаз» 2-го этапа (1966 г.)
В – ОПС»Алмаз» 11Ф71 (1970 г.) в состоянии вывода на орбиту
Г – ОПС»Алмаз» 11Ф71 (1973 г.) в рабочем состоянии
Д – ОПС «Алмаз» 11Ф71-Б № 104 (1975 г.)
Е – ОПС «Алмаз-К» 11Ф667 (1976 г.)

1 – ВА 11Ф74
2 – ОПС 11Ф71
3 – ТКС 11Ф72
4 – КК «Союз-ТК» 7К-ТК 11Ф72 (1966 г.), КК «Союз-Т» 7К-С 11Ф732 (1972 г.), КК «Союз» 7К-ТА 11Ф615А9 (1973 г.)
5 – КК «Союз» 7К-ТА 11Ф615А9

Рис. 1.135. Эволюция проекта ОПС «Алмаз»

6.4.4. ОПС ПЕРЕХОДНОГО ЭТАПА 11Ф71-Б

Полетом ОПС «Салют-5» (ОПС № 103) был завершен первый этап программы «Алмаз».

Следующую станцию, ОПС № 104, первоначально предполагалось изготовить в штатной комплектации ОПС второго этапа. Станция должна была иметь с двух торцов стыковочные узлы для ТКС, а при выведении на переднем стыковочном узле должна была нести ВА 11Ф74. Однако, в связи с тем, что в такой конфигурации ОПС имела вес, превышающий возможности РН 8К82К на период предполагаемого запуска, было решено отказаться от использования ВА в составе ОПС, а вместо этого на переднем торце ОПС установить стыковочный узел для КК «Союз Т» (в дополнение к имеющемуся заднему узлу для стыковки ТКС).

Аппаратура, устанавливаемая на борту ОПС, модернизировалась и частично заменялась с учетом опыта, полученного при полетах ОПС «Салют-3» и «Салют-5». Вместо пушки на борту ОПС были установлены две самонаводящиеся ракеты «космос-космос».

ОПС № 104 (ОПС-4), модифицированная описанным образом, получила обозначение 11Ф71-Б. Запуск ОПС № 104, которая получила бы в случае успешного выведения на орбиту наименование «Салют-7», был намечен на середину 1978 года, однако в начале 1978 года срок запуска был из-за нехватки средств сдвинут на декабрь 1980 г.

А в конце 1978 года программа орбитальных пилотируемых станций «Алмаз» была закрыта окончательно.

Причинами закрытия программы явились следующие факторы:

1. Ставшее преобладающим в Министерстве обороны мнение о преимуществе непилотируемых разведывательных КА перед пилотируемой ОПС.
2. Прекращение в США работ по программам создания военных орбитальных станций.
3. Сложность одновременного обслуживания двух орбитальных станций (ДОС «Салют-6» и ОПС «Салют-7») и значительного количества транспортных кораблей к ним наземными службами.
4. Развертывание работ по разработке многомодульной орбитальной станции «Мир».

В результате ОПС «Алмаз» № 104 была законсервирована и поставлена на хранение.

6.4.5. ОПС «АЛМАЗ-К» (11Ф667)

ОПС второго этапа, получившая обозначение «Алмаз-К» 11Ф667, по плану должна была эксплуатироваться совместно с тяжелыми транспортными кораблями ТКС. Станция должна была иметь с двух торцов стыковочные узлы для ТКС, а при выведении должна была нести на переднем стыковочном узле ВА 11Ф74. Полная конфигурация предусматривала следующую последовательность сборки и эксплуатации:

– вывод на орбиту ОПС 11Ф667 в составе базового блока и ВА 11Ф74;

– вывод на орбиту и пристыковку к заднему стыковочному узлу ОПС первого ТКС 11Ф72;

– отделение и возвращение на землю ВА, освобождающего передний стыковочный узел;

– вывод на орбиту и пристыковку к переднему стыковочному узлу ОПС второго ТКС.

– периодическую замену экипажей ОПС, доставляемых на ТКС.

Станция «Алмаз-К» в полном составе имела бы массу около 60 тонн.

Первоначально планировалось изготовить четыре ОПС типа «Алмаз-К». Серийные номера ОПС продолжали нумерацию ОПС «Алмаз».

Первая из четырех запланированных ОПС, № 104, была модифицирована по промежуточному варианту 11Ф71-Б. Ее запуск не состоялся, и она осталась на хранении в законсервированном состоянии. Остальные три ОПС 11Ф667 были переоборудованы по программе «Алмаз-Т» в беспилотные КА 11Ф668 и запущены в 1986-1992 годах.

Краткая информация о состоявшихся и отмененных запусках ОПС серии «Алмаз» и полетах к ним пилотируемых КК приведена в табл. 1.38.

6.4.6. Проект тяжелой ОПС

В процессе работ по модернизации ОПС «Алмаз» В.Н.Челомей выдвинул предложение о создании тяжелой усовершенствованной ОПС военного назначения. Тяжелая станция должна была иметь шесть стыковочных узлов для приема транспортных кораблей ТКС – два по торцам и четыре по окружности специального стыковочного отсека. При старте в состав ОПС должен был входить ВА большего размера, чем ВА 11Ф74 – 5-6-местный. Первый экипаж должен был бы стартовать вместе со станцией и начинать работу непосредственно после старта. Масса тяжелой ОПС по проекту должна была составить около 35 т. Для запуска этой ОПС Челомей рассчитывал использовать РН УР-700. Этот проект остался на бумаге, по причине отсутствия финансирования и заинтересованности со стороны Министерства обороны СССР.

6.4.7. «Алмаз-Т» 11Ф668

В 1976 году в ЦКБМ были начаты работы по теме «Меч-К», которая заключалась в разработке непилотируемого варианта ОПС «Алмаз». Многоцелевой разведывательный спутник на базе ОПС «Алмаз» получил название «Алмаз-Т». Решением, принятым в 1980 году, было предписано переоборудовать три изготовленных ОПС «Алмаз-К» 11Ф667 (серийные №№ 105-107) в беспилотные комплексы орбитальной радиоразведки «Алмаз-Т» 11Ф668 (серийные №№ 303-305).

КА «Алмаз-Т» оборудовался радиолокационным оборудованием с синтезированной апертурой для получения высококачественных изображений поверхности Земли комплексами для телевизионной и инфракрасной съемки. Разрешающая способность радиолокатора от 20-30 м (11Ф668 № 303) до 10-15 м (11Ф668 № 305).

Первый КА (сер. № 303) был готов к старту уже в 1981 году, однако, усилиями Министра обороны СССР Устинова Д.Ф., программа была практически остановлена, в результате запуск первого КА «Алмаз-Т» состоялся лишь 29 ноября 1986 года, спустя два года после смерти Устинова.

Несмотря на задержки в работе по программе «Алмаз», в 1982 году была предложена схема эксплуатации КА «Алмаз-Т» в автоматическом варианте с периодическим посещением пилотируемыми КК «Союз Т» и ТКС, а также беспилотными грузовыми КК «Прогресс». Такая схема работы прошла опробование в конце сентября – октябре 1985 года при полете экипажа в составе Васютина В.В., Савиных В.П. и Волкова А.А. на ДОС «Салют-7», к которой был направлен транспортный корабль ТКС-М, оборудованный высококачественной фото- и радиоразведывательной аппаратурой.

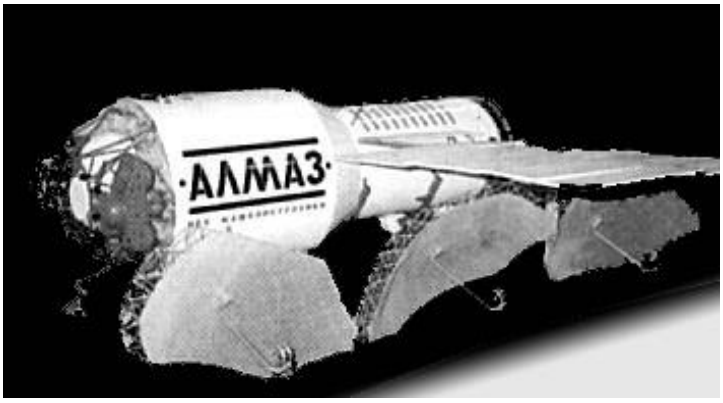


Рис. 1.136. Непилотируемый КА «Алмаз-Т» 11Ф668

После смерти Устинова в декабре 1984 года новый Министр обороны Соколов подписал решение о нецелесообразности использования в военных целях тяжелых разведывательных станций «Алмаз» и «Алмаз-Т». Ставшие ненужными КА «Алмаз-Т» было решено использовать в научных целях под эгидой Академии наук СССР. В апреле 1986 года были подписаны технические требования, в соответствии с которыми на базе КА «Алмаз-Т» должна была быть разработана научная станция «Алмаз-1Б» для проведения международных исследований земных ресурсов. Существующие экземпляры КА «Алмаз-Т» должны были использоваться как прототипы, с минимальным изменением состава оборудования.

Первая попытка запуска КА «Алмаз-Т» закончилась неудачей – РН взорвалась на участке работы второй ступени. В начале 1987 года было принято окончательное решение об использовании КА «Алмаз-Т» только в беспилотном режиме.

25 июля 1987 года КА «Алмаз-Т» № 304 был успешно выведен на орбиту под названием «Космос-1870», где проработал более двух лет. Параметры орбиты КА: наклонение 71,9 град., высота 200-280 км. Масса КА «Космос-1870» – около 18,5 т.

31 марта 1991 года состоялся запуск КА 11Ф668 № 305, получившего название «Алмаз-1». КА выполнял изучение территории России и других стран в целях геологии, картографии, океанографии, экологии и сельского хозяйства, а также использовался для слежения за ледовой обстановкой в высоких широтах. «Алмаз-1» завершил работу 17 октября 1992 года.

Краткая информация по запускам КА «Алмаз-Т» приведена в табл. 1.38.

6.4.8. Проект ОПС «Алмаз-М»

Проект модификации ОПС «Алмаз» для морской разведки и целеуказания противокорабельным крылатым ракетам («Алмаз-Морская»).

6.4.9. Проект ОПС «Алмаз-Н»

Проект модификации ОПС «Алмаз» для научно-исследовательских целей («Алмаз-Научная»).

6.4.10. Проект ОПС «Алмаз-П»

Проект модификации ОПС «Алмаз» для работы в автоматическом режиме с периодическим посещением пилотируемыми КК («Алмаз-Посещаемая»).

6.4.11. «Алмаз-1Б»

Полет КА «Алмаз-1» показал, что существует устойчивый спрос на информацию, получаемую с орбиты радиолокационным способом с высоким разрешением. Было решено приступить к разработке КА, получившего наименование «Алмаз-1Б», на базе существующей конструкции КА «Алмаз-Т». «Алмаз-1Б» должен был нести комплекс радиолокационной и оптико-электронной аппаратуры с более высокими характеристиками, чем «Алмаз-Т». Предполагалось установить три радиолокатора с синтезированной апертурой, РЛС бокового обзора, многоспектральные сканирующие устройства, СВЧ-радиометр, лидар и оптико-электронную систему с разрешением 2,5-4 м. Разрешающая способность радиолокаторов должна была составить до 5 м.

Рис. 1.137. КА «Алмаз 1Б»

К 1995 году готовность первого КА «Алмаз-1Б» составила 60%, однако из-за тяжелой экономической ситуации работы по КА «Алмаз-1Б» были остановлены.

6.4.12. «Алмаз-2»

КА «Алмаз-2» был задуман как более глубокая модификация (в части оборудования) радиолокационного спутника «Алмаз-Т», чем это было по варианту «Алмаз-1Б». Так, планировалось установить трехчастотную многофункциональную РЛС, имеющую разрешение 3-200 м при полосе захвата 230-450 км, а также оптико-электронную систему с разрешающей способностью 1-2 м в полосе 450 км. Проектная масса КА составляла 19,8 т, из них 6 т – масса полезной нагрузки.

В связи с отсутствием финансирования данный проект не осуществлялся.

Табл. 1.38. Полеты ОПС серии «Алмаз» и транспортных КК к ним

№ п/п	Наименование	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Экипаж	Позывной	Длительность полета	Описание полета
1	**Салют-2**	11Ф71 №101-01	18 718	03.04.73-28.05.73				55с 02ч 39м	На 13-е сутки полета произошла разгерметизация ОПС. Вероятной причиной является столкновение с обломком третьей ступени РН, образовавшемся в результате взрыва остатков топлива в ступени после разделения с ОПС. Полет ОПС завершен естественным торможением в атмосфере Земли.
	Союз-12	7К-Т		06.73 г.		Попович П. Р. Артюхин Ю. П. *Дублеры:* Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Запасной экипаж:* Сарафанов Г.В. Дёмин Л.С.	Беркут Байкал		Полет отменен из-за разгерметизации ОПС.
	Союз-13	7К-Т		07.73 г.		Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Дублеры:* Дёмин Л. С. Сарафанов Г. В.	Байкал Дунай		Полет отменен из-за разгерметизации ОПС.
2	**Салют-3**	11Ф71 №101-02	18 500	25.06.74-24.01.75				213с	Сход с орбиты осуществлен по команде с Земли после завершения программы полета.
3	Союз-14	7К-Т №62Л		03.07.74-19.07.74	04.07.74-19.07.74	Попович П. Р. Артюхин Ю. П. *Дублеры:* Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Запасной экипаж:* Сарафанов Г.В. Дёмин Л.С.	Беркут Байкал	15с 17ч 30м	Первая экспедиция на ОПС «Салют-3».

№ п/п	Наименование	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Экипаж	Позывной	Длительность полета	Описание полета
4	Союз-15	7К-Т №63Л		26.08.74-28.08.74	-	Дёмин Л. С. Сарафанов Г. В. *Дублеры:* Зудов В.Д. Рождественский В.И.	Дунай Радон	2с 00ч 12м	30-суточная экспедиция. Экипажу не удалось выполнить стыковку с ОПС «Салют-3».
	Союз-16	7К-Т №64Л				Волынов Б. В. Жолобов В. М.	Байкал		Полет отменен в связи с решением о модификации системы сближения. КК передан для полета к ДОС «Салют-4».
5	**Салют-5**	11Ф71 №103	19 000	22.06.76-08.08.77				412с	
6	Союз-21	7К-Т №41Л		06.07.76-24.08.76	07.07.76-24.08.76	Волынов Б. В. Жолобов В. М. *Дублеры:* Зудов В.Д. Рождественский В.И.	Байкал Радон	49с 06ч 24м	Планировалась 60-суточная экспедиция. Полет был прерван ранее намеченного срока из-за проблем с самочувствием экипажа. Предполагавшаяся причина – отравление испарениями из проявочной машины – не подтвердилась.
7	Союз-23	7К-Т №65Л		14.10.76-16.10.76	-	Зудов В.Д. Рождественский В.И. *Дублеры:* Горбатко В.В. Глазков Ю.Н.	Радон Терек	2с 00ч 07м	Планировалась 15-суточная экспедиция. Экипаж должен был провести анализ и, при необходимости, смену атмосферы во внутренних отсеках станции. Экипажу не удалось выполнить стыковку с ОПС
8	Союз-24	7К-Т №66Л		07.02.77-25.02.77	08.02.77-25.02.77	Горбатко В.В. Глазков Ю.Н. *Дублеры:* Березовой А.Н. Лисун М.И.	Терек Эльбрус	17с 17ч 26м	Экипаж выполнил смену атмосферы в ОПС, стравив воздух через открытый люк, а затем заполнив ОПС свежим воздухом из баллонов, доставленных в КК «Союз-24».
	Союз-25	7К-Т №67Л		2-3 кв. 1977 г.		Березовой А.Н. Лисун М.И. *Дублеры:* Козельский В.С. Преображенский В.Е.	Эльбрус Ветер		Экспедиция отменена из-за недостаточного количества топлива, оставшегося в двигателях системы ориентации ОПС к моменту готовности КК.
	Салют-7	11Ф71-Б №104		Декабрь 80					ОПС-4. Запуск не состоялся в связи с закрытием программы «Алмаз». ОПС была оставлена на хранение в законсервированном состоянии.

№ п/п	Наименование	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Экипаж	Позывной	Длительность полета	Описание полета
	ТКС-1	ТКС		Январь 81		Глазков Ю.Н. Макрушин В.Г Степанов Э.Н. *Дублеры:* Сарафанов Г.В. Романов В.А. Преображенский В.Е.		3 месяца	Первая экспедиция на ОПС-4. Полет не состоялся в связи с закрытием программы.
	ТКС-2	ТКС		Апрель 81		Сарафанов Г.В. Романов В.А. Преображенский В.Е. *Дублеры:* Артюхин Ю.П. Ююков Д.А. Березовой А.Н.	Дунай	4 месяца	Вторая экспедиция на ОПС-4. Полет не состоялся в связи с закрытием программы.
	ТКС-3	ТКС		Август 81		Артюхин Ю.П. Ююков Д.А. Березовой А.Н. *Дублеры:* Васютин В.В. Рождественский В.И. Гречаник А.А.			Третья экспедиция на ОПС-4. Полет не состоялся в связи с закрытием программы.
	Союз-41	7К-Т		Апрель 82		Малышев Ю.В. Лавейкин А.И.	Юпитер		Четвертая экспедиция на ОПС-4. Полет не состоялся в связи с закрытием программы.
	Алмаз-К	11Ф667 №105							Переоборудован в КА «Алмаз-Т» 11Ф668 сер. № 303.
	Алмаз-К	11Ф667 №106							Переоборудован в КА «Алмаз-Т» 11Ф668сер. № 304.
	Алмаз-К	11Ф667 №107							Переоборудован в КА «Алмаз-Т» 11Ф668сер. № 305.
9	-	11Ф668 № 303		29.11.86	-	-	-		Взрыв 2-й ступени РН.
10	Космос-1870	11Ф668 № 304		15.07.87-29.07.89	-	-	-	745с	Параметры орбиты: 263 х 278 км, 71,9 град.

№ п/п	Наименование	Тип КК и сер. №	Масса, кг	Дата запуска и завершения полета	Период полета в составе ОКС	Экипаж	Позывной	Длительность полета	Описание полета
11	Алмаз-1	11Ф668 № 305		31.03.91-17.10.92	-	-	-	566с	Параметры орбиты: 337 х 351 км, 72,7 град.
	Алмаз-1Б	11Ф668 №306							Изготовление прекращено в 1995 г.

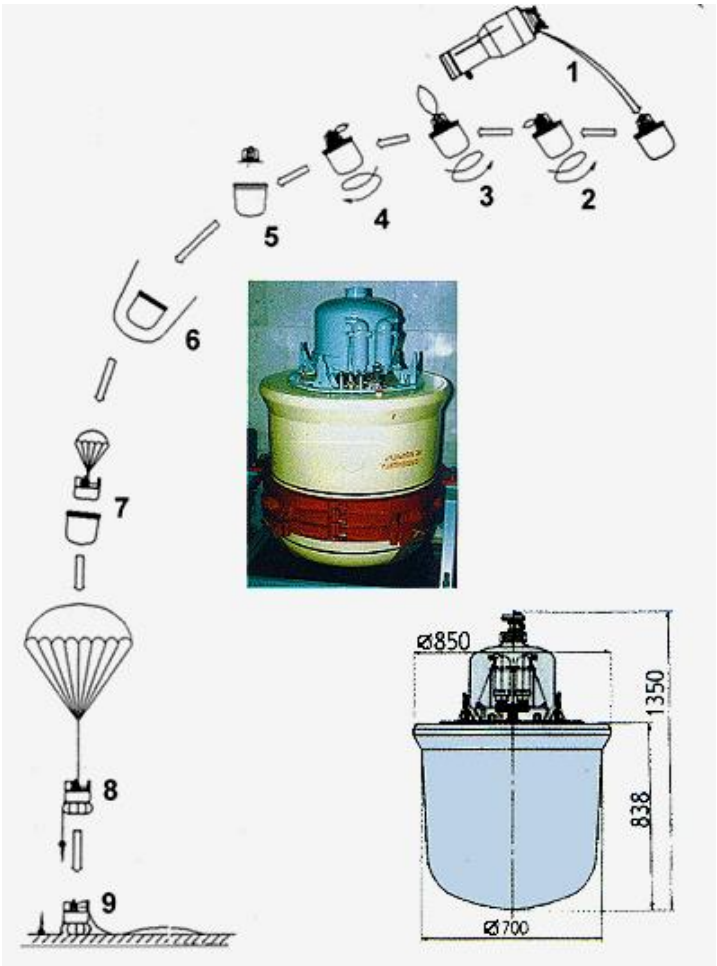
6.5. Компоненты программы «Алмаз»

6.5.1. Возвращаемая капсула КСИ 11Ф76

КСИ 11Ф76 (капсула специальной информации) – капсула, сбрасываемая с ОПС «Алмаз» для доставки на Землю фотопленок и оперативной информации. Капсула имеет герметичный спасаемый контейнер с отсеками для пленок, парашютной системы и средств автоматики и пеленгации. Контейнер закрывается сбрасываемым теплозащитным кожухом. К верхней части контейнера крепится двигательная установка с пороховыми двигателями торможения и стабилизации, также сбрасываемая при спуске. В нижней части контейнер имеет средства амортизации для посадки на Землю. После выталкивания из пусковой камеры станции капсула стабилизируется «закруткой», получает тормозной импульс и, сбросив ДУ, совершает баллистический спуск в атмосфере. На высоте 10-15 км вводится в действие тормозной парашют и сбрасывается теплозащитный кожух. Далее контейнер совершает спуск на основном парашюте с включенными средствами световой и радиотехнической сигнализации и либо перехватывается в воздухе вертолетом, либо совершает посадку на Землю. Длина капсулы – 1,35 м, максимальный диаметр – 0,85 м. Масса капсулы при отделении от ОПС – около 360 кг.

Капсулами должны были оснащаться как собственно ОПС 11Ф71, так и транспортные корабли ТКС 11Ф72, которые могли нести до 8 капсул КСИ.

В табл. 1.39 приведены сведения о состоявшихся спусках КСИ с ОПС «Алмаз».



1. Выброс капсулы через люк ОПС
2. Включение РДТТ закрутки
3. Включение РДТТ торможения
4. Включение РДТТ остановки вращения
5. Отделение блока РДТТ
6. Баллистический спуск в атмосфере
7. Раскрытие тормозного парашюта, отделение теплозащитного экрана
8. Раскрытие основного парашюта, включение световой сигнализации и радиомаяк
9. Приземление

Рис. 1.138. КСИ 11Ф76

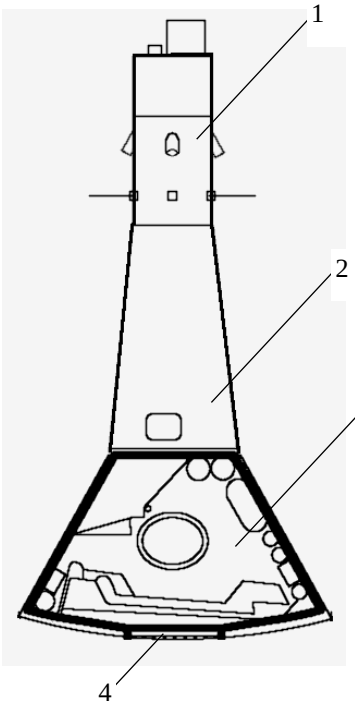
Табл. 1.39. Использование КСИ 11Ф76

№	Сер. № КСИ	ОПС	Дата сброса КСИ	Примечания
1	505	ОПС №2 (Салют-3)	23.09.74	Капсула повреждена при аэродинамическом нагреве и посадке, но пленка не получила повреждений.
2	506	ОПС №3 (Салют-5)	26.02.77	Капсула благополучно совершила спуск.

6.5.2. Возвращаемый аппарат 11Ф74

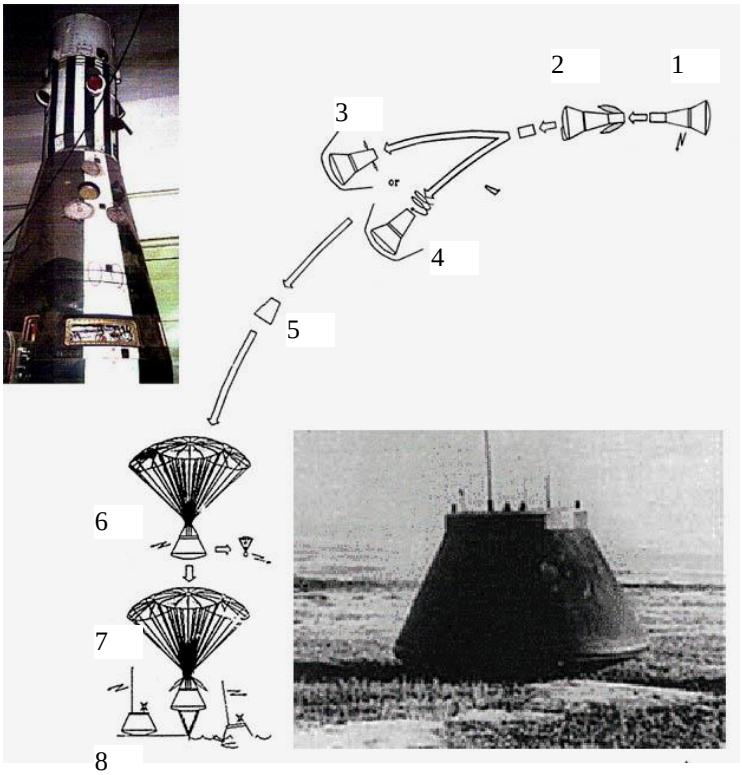
ВА 11Ф74 – возвращаемый аппарат ОПС «Алмаз», разработанный ЦКБМ. Фактически представляет собой самостоятельный КК с ресурсом СЖО около 30 часов. В составе ОПС или ТКС ВА может совершать полет длительностью до 400 суток. Конструктивно состоит из трех отсеков: кабина экипажа, рассчитанная на трех человек в скафандрах, носовой отсек и тормозная двигательная установка (ТДУ). В носовом отсеке размещается парашютная система, реактивная система управления спуском (РСУ), и некоторые другие системы. Над отсеком ТДУ устанавливается аварийная двигательная установка (АДУ), которая сбрасывается на безопасной высоте при нормальной работе РН.

Масса ВА – 4,8 т (7,3 т с АДУ), масса после приземления – около 3,6 т. Длина – 5,5 м (10,3 м с АДУ), максимальный диаметр – 2,79 м. Полный объем кабины экипажа составляет 8,37 м^3, объем, свободный от оборудования, – 4,56 м^3. Масса возвращаемого груза – 55 кг с экипажем или 500 кг без экипажа. Отсек кабины экипажа рассчитан на десятикратное использование. Время автономного полета ВА по орбите – 3 часа. Ресурс СЖО для экипажа из трех человек – 31 час.



1 – отсек ТДУ
2 – носовой отсек
3 – кабина экипажа
4 – люк в теплозащитном экране

Рис. 1.139. Возвращаемый аппарат 11Ф74



1 – ориентация ВА перед торможением
2 – включение тормозных РДТТ
3 – штатное торможение с k = 0,25
4 – баллистический спуск с k = 0
5 – сброс обтекателя парашютного отсека
6 – спуск на парашютах
7 – включение РДТТ мягкой посадки
8 – приземление либо приводнение

Рис. 1.140. Схема схода с орбиты и посадки ВА 11Ф74

Возвращаемый аппарат 11Ф74 входит в состав как собственно ОПС 11Ф71, так и в состав транспортного корабля снабжения 11Ф72. При старте ВА с экипажем размещается над ОПС или, соответственно, ТКС. В случае возникновения аварийной ситуации на старте или на участке выведения включается АДУ, ВА отделяется от основного блока, уводится на безопасную высоту и совершает посадку как при штатном возвращении с орбиты. При нормальном полете экипаж после выхода на орбиту переходит в герметичные отсеки основного блока через люк в теплозащитном экране.

Посадка ВА происходит в следующем порядке (рис. 1.140). После ориентации КК днищем вперед по полету, включается ТДУ. Снижение по расчетной траектории ВА выполняет в управляемом режиме с исполь-

зованием аэродинамического качества (k = 0,25) с максимальными перегрузками 4g. В случае необходимости спуск может происходить по баллистической траектории с закруткой ВА вокруг продольной оси, что обеспечивает k = 0, с максимальными перегрузками до 8g. После аэродинамического торможения раскрывается парашютная система, состоящая из трех круглых парашютов общей площадью 1 770 м^2. Сразу после раскрытия парашютов включаются средства световой сигнализации и радиомаяк. Для обеспечения мягкой посадки в точке крепления парашютной системы к корпусу ВА смонтированы пороховые двигатели мягкой посадки. Посадка может производиться как на сушу, так и на водную поверхность.

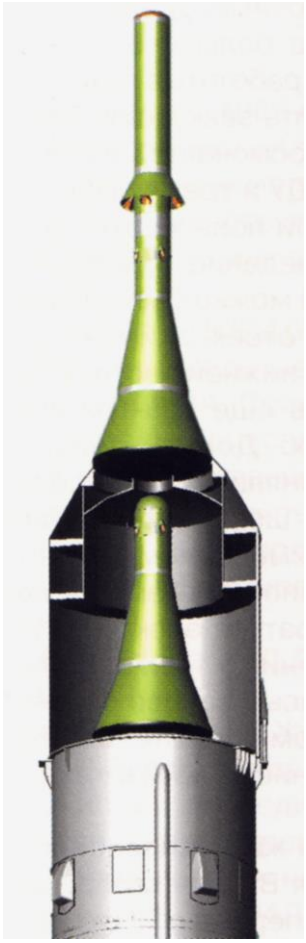


Рис. 1.141. ЛВИ 82ЛБ72

После наземной отработки и испытаний ВА 11Ф74 испытывался в парных одновитковых полетах по орбите ИСЗ без основных блоков – ОПС или ТКС. Для этих испытаний использовался блок ЛВИ (летно-весовое изделие) 82ЛБ72, соответствующий по геометрическим и массово-инерционным характеристикам штатному ТКС. Одним пуском РН 8К82К на орбиту высотой 190-240 км выводилось два ВА 11Ф74, при этом один был расположен штатно впереди макета ТКС (ЛВИ), а второй – внутри ЛВИ. Верхний ВА имел также АДУ САС (автономная двигательная установка системы аварийного спасения). Всего было произведено четыре запуска пар ВА 11Ф74. Программой испытаний были предусмотрены и пилотируемые полеты ВА ЛВИ (верхний ВА), которые могли состояться после двух подряд успешных пусков в беспилотном варианте.

Еще в 1970 г. для испытаний ВА были сформированы экипажи:

Федоров А.П.,	Дёмин Л.С.,	Преображенский В.Е.;
Яковлев О.А.,	Жолобов В.М.,	Степанов Э.Н.;
Зудов В.Д.,	Глазков Ю.Н.,	Лисун М.И.

Однако пилотируемый пуск ВА 11Ф74 так и не состоялся.

В составе ОПС ВА не запускался, в составе ТКС ВА использовался три раза. При четвертом запуске ТКС («Космос-1686») был укомплектован модифицированным ВА, который не предназначался для возвращения, а использовался, как дополнительный отсек для размещения научной аппаратуры. В табл. 1.40 и 1.41 приведена информация об использовании изготовленных ВА и обо всех запусках ВА 11Ф74.

Нумерация ВА имеет достаточно запутанную форму и не является образцом логики. Основной трехзначный номер соответствует варианту конструкторской документации. Очевидно, номера, начинающиеся на два ноля, относились к ВА, предназначенным для экспериментальной отработки. Номерами, начинавшимися на «10», обозначались варианты конструкции ВА, предназначенные уже для пилотируемых полетов.

Рис. 1.142. ВА 11Ф74
Фото И. Маринина

По одним чертежам могли быть изготовлены два ВА, на один из которых устанавливался АДУ. В этом случае ВА, несущий АДУ, имел после трехзначного номера литеру «А».

Номер, записанный после дробной черты, обозначал порядковый номер экземпляра ВА, изготовленного по данному конструктивному варианту. В случае повторного использования ВА в его номере после дробной черты добавлялась литера «П» – «повторно», при этом номер экземпляра отбрасывался, если он был равен «1». Если номер экземпляра был более «1», то литера повторного использования «П» дописывалась перед дробной чертой. При следующем использовании литера «П» заменялась на «П2» – «повторно второй раз».

Табл. 1.40. Запуски ВА 11Ф74

№	Наименование	Сер. № ВА	Обозначение	Дата запуска	Примечания
1	Космос-881	009А/1	ЛВИ-1	15.12.76	Баллистический спуск и посадка после 1-го витка.
	Космос-882	009/1			Баллистический спуск и посадка после 1-го витка.
2	Космос-929	009А/2	ТКС-1	17.07.77	Запуск в составе ТКС-1. ВА совершил посадку 17.08.77 г.
3	-	009А/П	ЛВИ-2	05.08.77	Авария РН. ВА спасен сработавшей САС.
	-	009/П			ВА разрушен при аварии РН.
4	Космос-997	009А/2	ЛВИ-3	30.03.78.	Управляемый спуск и посадка после 1-го витка.
	Космос-998	009П/2			Управляемый спуск и посадка после 1-го витка.
5	-	008А	ЛВИ-4	20.04.79	При попытке старта произошло отключение двигателей РН. Отделения от стартового стола не произошло, но включилась САС. Парашют ВА № 008 разорвался при спуске, и ВА разбился. Нижний ВА № 103 остался целым внутри ЛВИ.
	-	103			
6	Космос 1100	102А	ЛВИ-4	23.05.79	Посадка после 1-го витка. Из-за сбоя в системах бортовой автоматики ВА снижался по баллистической траектории и разбился при посадке.
	Космос 1101	102			Посадка после 2-го витка. Из-за сбоя в системах бортовой автоматики ВА снижался по баллистической траектории и разбился при посадке.
	-	103/1	ЛВИ-5		Было принято решение не производить пуск ЛВИ-5, а перейти к испытаниям ВА в составе ТКС.
	-	103/2			
7	Космос-1267	103/1	ТКС-2	25.04.81	Запуск в составе ТКС-2. ВА совершил посадку 24.05.81 г.
8	Космос-1443	103/2	ТКС-3	02.03.83	Запуск в составе ТКС-3. ВА отделился от ТКС 18.08.83 г. и совершил посадку 23.08.83 г., доставив на Землю около 350 кг груза с ДОС «Салют-7»
9	Космос-1686	74П (модиф. 103/3)	ТКС-М	27.09.85	Запуск модифицированного ВА в составе ТКС-М.

Табл. 1.41. Перечень использования ВА 11Ф74

№	Сер. № ВА	Наименование	Назначение	Дата запуска и посадки	Примечания
1	009А/1	Космос-881	ЛВИ-1	15.12.76	Верхнее положение, с АДУ САС
	009А/П	-	ЛВИ-2	05.08.77	Авария РН, после срабатывания АДУ САС ВА спасен.
	009/2	Космос-997	ЛВИ-3	30.03.78	Верхнее положение, запуск успешный.
2	009/1	Космос-882	ЛВИ-1	15.12.76	Внутри ЛВИ.
	009/П	-	ЛВИ-2	05.08.77	Внутри ЛВИ. ВА разбился в результате аварии РН.
3	009А/2	Космос-929	ВА ТКС-1	17.07.77- 17.08.77	Штатный полет ВА.
	009П/2	Космос-998	ЛВИ-3	30.03.78	Внутри ЛВИ, запуск успешный.
4	102А	Космос-1100	ЛВИ-4	23.05.79	Верхнее положение, ВА разбился при посадке.
5	102	Космос-1101	ЛВИ-4	23.05.79	Внутри ЛВИ, ВА разбился при посадке.
6	103/1		ЛВИ-5	-	Запуск отменен.
		Космос-1267	ВА ТКС-2	25.04.81- 25.05.81	Штатный полет ВА.
7	103/2		ЛВИ-5	-	Запуск отменен.
		Космос-1443	ВА ТКС-3	02.03.83- 23.08.83	Штатный полет ВА (?).
8	103/3	Космос-1686	74П (ТКС-М)	07.02.91	ВА модифицирован для установки научной аппаратуры.
9	103.1	-	-	-	Не использован. Находится в НПО Машиностроения, г.Реутов

6.5.3. ПРОЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВА 11Ф74

6.5.3.1. Шестиместный ВА

При разработке проекта тяжелой ОПС в ЦКБМ был выпущен также эскизный проект модификации ВА для увеличения вместимости до 5-6 человек. Модифицированный ВА использовал конструкцию штатного ВА 11Ф74 на 90%. Отличия заключались в установке дополнительного отсека с ложементами на 2-3 человека позади стандартного отсека экипажа. Теплозащитный экран модифицированного ВА выполнялся сбрасываемым, это снижало возвращаемую массу и позволяло использовать парашютную систему ВА 11Ф74 без изменений.

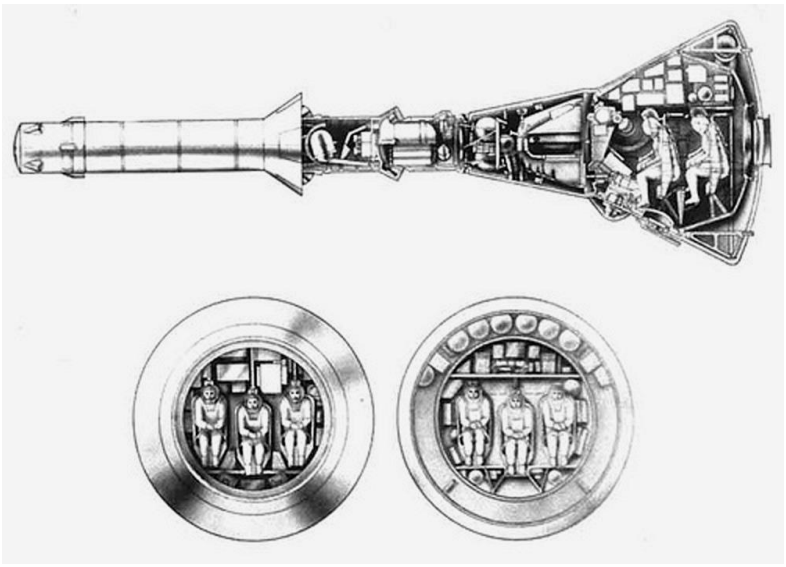


Рис. 1.143. 6-местный ВА

На заводе им. М. Хруничева для отработки компоновки был построен полномасштабный макет шестиместного ВА.

Модифицированный шестиместный ВА должен был входить в состав тяжелой ОПС, но мог использоваться и вместе с штатным ФГБ 11Ф77, образуя, таким образом 6-местный ТКС.

6.5.3.2. Спасательный модуль для МКС

В проектах американской ОКС «Freedom» и международной космической станции МКС одним из обязательных требований называлось условие присутствия на орбитальной станции спасательного КК. Таким КК не мог быть ни американский МТКК «Space Shuttle», который не имел нужного ресурса, ни российский КК «Союз», который не может вместить более трех человек. В качестве решения НПО Машиностроения (бывшее ОКБ-52 В.М.Челомея) предложило использовать спасательный модуль (СпМ) на основе ВА 11Ф74. Было предложено три варианта СпМ.

Вариант 1. СпМ состоит из двух трехместных ВА и переходного отсека (ПО). Возможно как возвращение 2-3 человек в одном из ВА (второй ВА и ПО остаются пристыкованными к ОКС), так и полная эвакуация 4-6 человек в двух ВА. В случае численности экипажа ОКС более шести человек необходимо использовать два и более СпМ. Масса СпМ – 11,3 т.

Вариант 2. СпМ состоит из одного шестиместного ВА и одного ПО. Возможна эвакуация до шести человек. Масса СпМ – 7,9 т.

Вариант 3. СпМ состоит из двух шестиместных ВА и одного ПО. Возможна либо срочная эвакуация 4-6 человек в одном ВА, либо 8-12 человек в двух ВА. Масса СпМ – 14,3 т.

Во всех трех вариантах применен один и тот же унифицированный переходный отсек.

Достоинством этого проекта было наличие готовых ВА, хранящихся на заводе им. М.Хруничева, и малый объем дополнительных работ по созданию СпМ.

В 1996 году велись переговоры между НПОМаш с одной стороны и фирмами McDonnell Douglas Aerospace, Spacehab Inc. и Space Development Corp. с другой стороны, которые закончились положительным заключением. Тем не менее, продолжения не последовало, и проекты спасательного модуля остались на бумаге.

6.5.3.3. Коммерческий КК «Эстафета»

После завершения программы «Алмаз» в НПО машиностроения осталось восемь летных экземпляров ВА 11Ф74, четыре из которых уже совершали полет в космос (ВА 009, 009/1, 103/1 и 103/2).

В 2005 году японский миллиардер Такафуми Хориэ (Takafumi Horie) выдвинул проект «JSD» (Japan Space Dream, Японская Космическая Мечта), по которому НПО Машиностроения и новая японская компания JSD совместно с двумя компаниями – американской Excalibur Almaz и японской AstroResearch, – организуют коммерческие пилотируемые полеты ВА 11Ф74.

Запуск коммерческих ВА, получивших название «Эстафета», должна была осуществлять РН «Днепр» из шахтной пусковой установки с космодрома Байконур. Планировалось, что туристический вариант ВА будет выполнять 2-3 витковый полет по орбите ИСЗ с экипажем от 3 до 6 человек. Первый полет предполагалось осуществить в 2008 году.

Проект не был реализован.

6.5.3.4. Коммерческий КК «Экскалибур Алмаз»

Компания Excalibur Almaz Ltd., основанная в 2005 году, выступила в 2009 году с сообщением о намерении организовать коммерческие полеты на орбиту ИСЗ на КК «Экскалибур Алмаз», представляющих собой модифицированные ВА 11Ф74, дополненные одноразовым приборно-агрегатным отсеком. Компания приобрела у ГКНПЦ им. Хруничева два корпуса орбитальных станций «Алмаз» и пять ВА 11Ф74.

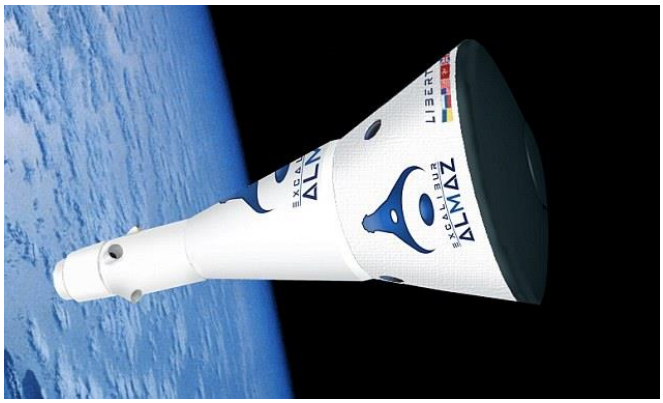


Рис. 1.144. КК «Экскалибур Алмаз» (без ПАО)

Компания Excalibur Almaz завершила свою деятельность банкротством, не выполнив ни одного полета.

Более подробная информация о проекте КК «Экскалибур Алмаз» приведена в томе 5, часть 1, п.5.6.

.

6.5.4. ТКС 11Ф72 и ФГБ 11Ф77

6.5.4.1. Функциональный грузовой блок 11Ф77

Первоначально функциональный грузовой блок (ФГБ) разрабатывался, как составная часть транспортного корабля снабжения. Однако позднее, когда программа «Алмаз» была закрыта, оказалось, что, в отличие от возвращаемого аппарата 11Ф74 и пилотируемого ТКС в целом, ФГБ является перспективным кораблем-буксиром и может быть использован для создания многомодульных орбитальных станций. Основная доработка, которой для этого подвергался ТКС – это замена ВА 11Ф74 на специализированный блок аппаратуры. Таким образом, правильнее было бы определить ТКС 11Ф72 как пилотируемый вариант использования ФГБ 11Ф77, оснащаемого в качестве специализированного модуля возвращаемым аппаратом.

6.5.4.2. Транспортный корабль снабжения 11Ф72

ТКС 11Ф72 – транспортный корабль снабжения, разработанный в рамках программы «Алмаз». Рассчитан как на автономные полеты, так и в составе ОПС «Алмаз». Первоначальный проект ТКС был подготовлен еще в 1965 году, однако в 1966 году после утверждения проекта ОПС «Алмаз» работы по ТКС были приостановлены, так как транспортным КК для ОПС был утвержден КК 7К-ТК, разрабатывавшийся в Филиале №3 ОКБ-1. В 1967 году было утверждено ТТЗ на разработку ТКС, но лишь в 1970 году В.Н.Челомею удалось добиться правительственного решения о принятии ТКС в качестве основного транспортного корабля для ОПС «Алмаз» с одновременным прекращением работ Филиала №3 по КК 7К-ТК.

ТКС состоял из двух конструктивно независимых частей: функциональный грузовой блок (ФГБ) 11Ф77 и возвращаемый аппарат (ВА) 11Ф74, такой же, какой планировалось применять в составе ОПС. На переднем торце ФГБ (противоположном от возвращаемого аппарата) расположен стыковочный узел.

1 – функциональный грузовой блок 11Ф77
2 – возвращаемый аппарат 11Ф74

Рис. 1.145. Транспортный корабль снабжения 11Ф72

Общая разработка ТКС и разработка конструкции ФГБ были поручены Филиалу №1 ЦКБМ, находящемуся в Филях, г. Москва. Разработка ВА выполнялась коллективом ЦКБМ, г. Реутов.

ТКС предназначался для доставки экипажа и груза на станцию, а также для корректировки орбиты комплекса «Алмаз». Для выполнения поиска и сближения ТКС был оборудован системой «Игла-1Р» – вариантом системы «Игла», использовавшейся на КК «Союз» 7К и ДОС 17К. Расчетная длительность полета ТКС в составе комплекса «Алмаз» – до 90 суток, в автономном полете – до 4 суток.

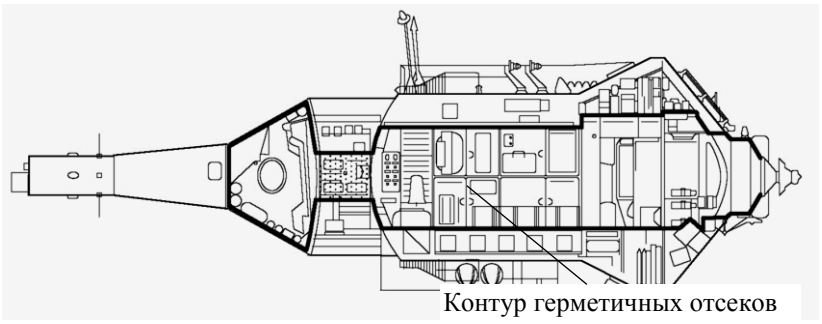


Рис. 1.146. Компоновка ТКС.

Основная двигательная установка ТКС состояла из двух двигателей многократного включения тягой по 447 кгс, запас характеристической скорости – 300 м/с. Топливо двигательной установки и баллоны с гелием вытеснительной системы подачи топлива располагались снаружи цилиндрического отсека. Масса топлива (НДМГ и азотный тетраоксид) – 3,82 т. Двигатели управления ориентацией были расположены по две группы на каждом конце ФГБ. Группы на заднем торце включали по пять ЖРД причаливания и стабилизации тягой по 40 кгс, на переднем торце – по восемь ЖРД точной ориентации.

Масса ТКС –21,62 т, в т.ч. масса доставляемого груза – 5,2 т. Длина ТКС 13,2 м, с ВА – 17,51 м, максимальный диаметр – 4,15 м, объем герметичных отсеков – 49,88 м^3. Площадь солнечных батарей – 40 м^2 (две панели батарей по 17 м^2 и одна батарея площадью 6 м^2 на кожухе, закрывающем топливные баки).

Рис. 1.147. ТКС «Космос-1443» и ДОС «Салют-7»

ТКС выводится на орбиту ракетой-носителем 8К82К. Экипаж при старте находится в кабине возвращаемого аппарата, а после выхода на орбиту через люк в днище возвращаемого аппарата переходит в герметичный отсек ФГБ.

Полеты транспортного корабля ТКС к станции «Алмаз» должны были начаться на втором этапе программы, начиная с ОПС «Алмаз» 11Ф71-Б №104, но запуск этой станции был отменен.

После закрытия программы «Алмаз» работы по ТКС продолжались. Было предложено оснастить его стыковочным узлом КК «Союз Т» и использовать для полетов к ДОС. Предполагалось, что после одного испытательного полета ТКС в автоматическом варианте следующие будут выполняться с экипажем, прошедшим подготовку по программе «Алмаз».

В конце 1979 года было сформировано три экипажа для полетов на ТКС:

Глазков Ю.Н.,	Макрушин В.Г.,	Степанов Э.Н.;
Сарафанов Г.В.,	Романов В.А.,	Преображенский В.Е.;
Артюхин Ю.П.,	Ююков Д.А.,	Березовой А.Н.

Беспилотный полет ТКС состоялся успешно («Космос-929»), но до пилотируемых запусков дело так и не дошло. В декабре 1981 года Министр обороны Устинов подписал решение о запрете пилотируемых полетов ТКС. Челомей не сдавался, и в 1982 году для полетов на КК ТКС были сформированы новые экипажи:

Васютин В.В.,	Савиных В.П.,	Волков А.А.;
Александров А.П.,	Салей Е.В.,	Викторенко А.С.;
Соловьёв В.А.,	Серебров А.А.,	Москаленко Н.Т.

Пилотируемых запусков ТКС ни разу не было сделано, но, тем не менее, было осуществлено четыре полета беспилотных ТКС. В трех из них ТКС использовались для доставки грузов на орбитальные станции «Салют-6» («Космос-1267») и «Салют-7» («Космос-1443» и «Космос-1686»).

Сведения о полетах КК ТКС 11Ф72 приведены в табл. 1.43.

6.5.4.3. Военно-прикладной корабль ТКС-М

ТКС-М «Космос-1686» – военно-прикладной модуль расширения ДОС «Салют» на базе транспортного корабля ТКС. Возвращаемый аппарат (сер. № 103/3) был кардинально переработан – отсутствовали носовой отсек и отсек ТДУ, а также теплозащитный экран. Вместо этого к кабине экипажа было добавлено специальное оборудование, в частности, оптический комплекс «Пион-К» на базе лазерно-электронного телескопа.

Доработанный таким образом ВА получил название НМ (научный модуль) 74П. ТКС-М был оснащен аппаратурой, для проведения научных исследований как в военных, так и в гражданских целях. ТКС-М часто называют первым специализированным модулем для ДОС из серии 77К (см. ниже). Общая масса научного оборудования – 1 255 кг. Полная масса ТКС-М около 19 т, длина 9,7 м, диаметр 4,1 м. Площадь солнечных батарей 40 м^2.

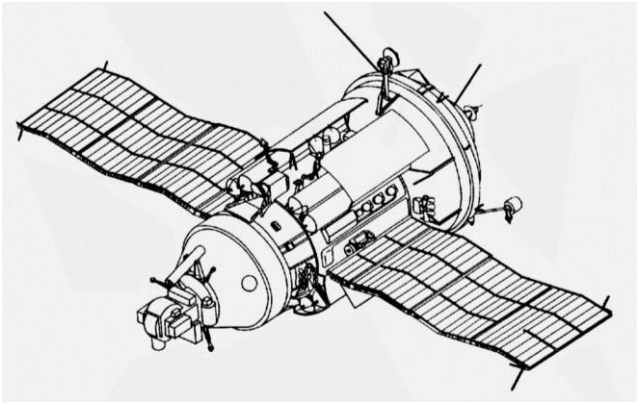


Рис. 1.148. ТКС-М Космос-1686

Старт ТКС-М состоялся 27.09.85 г. Программой предусматривался сначала совместный полет с ДОС «Салют-7» в течение 100 суток, а затем автономный полет до полного исчерпания запасов топлива и ресурса бортовой аппаратуры.

В дальнейшем программа была изменена. В связи с болезнью одного из членов экипажа ДОС, (Васютина В.В.), экспедиция была досрочно прервана. Часть оборудования была позже перевезена на ДОС «Мир» экипажем КК «Союз Т-15», после чего комплекс «Салют-7»-«Космос-1686» был переведен на высокую орбиту ожидания. В результате естественного торможения в верхних слоях атмосферы комплекс постепенно сошел с орбиты и разрушился в феврале 1991 года над Южной Америкой.

6.6. Мирные наследники «Алмаза»

6.6.1. Транспортный корабль-модуль 11Ф77М

ТКМ 11Ф77М – непилотируемый транспортный корабль-модуль для расширения функциональных возможностей ДОС 17К второго и третьего поколений. Разрабатывался в КБ «Салют» в 1981-1984 годах. Конструктивно состоит из двух КА – целевого модуля (ЦМ) 37К и функционального служебного блока ФСБ (или модуля – ФСМ) 11Ф77, являвшегося модификацией ФГБ 11Ф77. Модификация заключалась в удалении ненужных для беспилотного ТКМ систем жизнеобеспечения и оборудования, связанного ранее с присутствием на борту ФГБ экипажа, а также с доработками корпуса и некоторых других систем ФГБ. Концепция кораблей-модулей была утверждена в 1981 году решением Министерства Общего Машиностроения и предусматривала создание одного экспериментального модуля 37КЭ для ДОС «Салют-7» и четырех модулей семейства 37К для ДОС «Мир». В соответствии с принятой идеологией, модули 37К не имели систем ориентации и двигательных установок, а должны были доставляться к ДОС функциональным служебным блоком 11Ф77. ФСБ после доставки целевого модуля к ДОС должен был отделяться и переходить на траекторию снижения, разрушаясь в плотных слоях атмосферы. Общая проектная масса ТКМ 11Ф77М – около 20 т, в том числе масса целевого модуля 11 т, масса ФСБ – 9,6 т. Ракета-носитель – 8К82К «Протон-К».

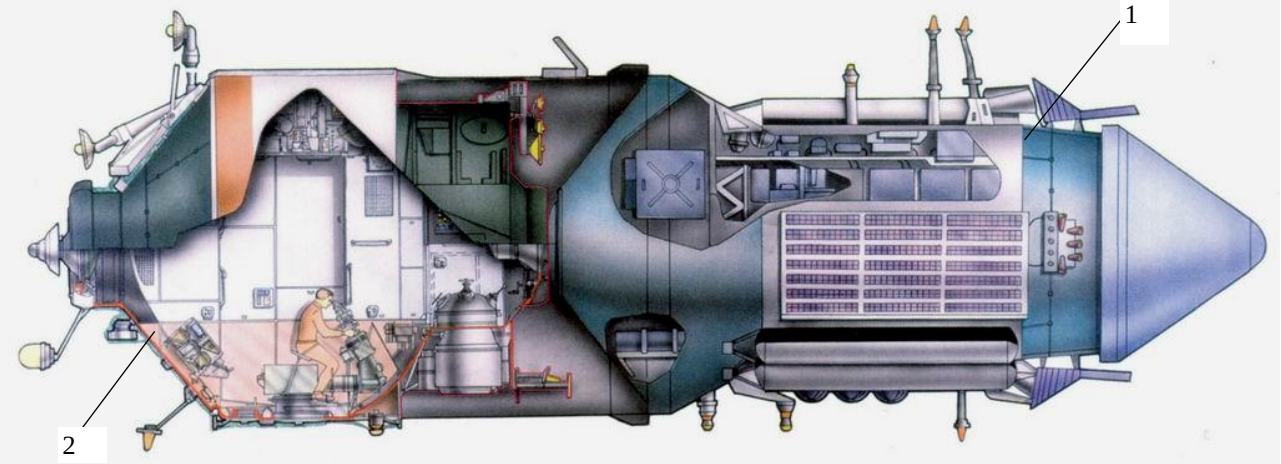
Изготовлены были лишь два ФСБ. Один из них, ТКМ-Э №16601, в апреле 1987 г. доставил модуль 37КЭ к ДОС «Мир», а второй, предназначавшийся первоначально для доставки к ДОС модуля 37КД, был использован в составе КА «Полюс» («Скиф-ДМ») при первом запуске РН «Энергия» 15.05.87 г.

В процессе конструкторских проработок конструкторы КБ «Салют» пришли к выводу о целесообразности использования «самоходных модулей» вместо схемы «модуль – буксир». В итоге в июне 1984 года было принято решение о прекращении работ по ТКМ и о принятии концепции изготовления «самоходных модулей» 77КС на базе ФГБ 11Ф77.

Краткие сведения об изготовлении и полетах ТКМ 11Ф77М приведены в табл. 1.43.

6.6.2. «САМОХОДНЫЕ МОДУЛИ» 77КС

По существу, первым «самоходным модулем» являлся ТКС-М «Космос-1686». Идея использовать мощный транспортный корабль, дооснастив его специализированным отсеком вместо возвращаемого аппарата, оказалась плодотворной. Немалую роль сыграл, безусловно, тот факт, что ТКС 11Ф72, или вернее, его функционально-грузовой блок ФГБ 11Ф77, оказался полностью отработанным к моменту появления реальной потребности в модульных конструкциях. Несмотря на это, доработка ФГБ для создания на его базе специализированных модулей 77КС оказалась достаточно непростой задачей. Так, дооснащение ДОС «Мир», выведенной на орбиту ИСЗ 20.02.86 года, четырьмя модулями было запланировано выполнить в течение 4-5 лет, фактически же последний модуль – 77КСИ «Природа» был доставлен к ДОС только в апреле 1996 года, то есть, через 10 лет.



1 – функциональный служебный блок 11Ф77
2 – модуль дооснащения 37КЭ

Рис. 1.149. ТКМ-Э № 16601

Всего для ДОС «Мир» было изготовлено 4 специализированных «самоходных» модуля:

- 77КСД «Квант-2»;
- 77КСТ «Кристалл»;
- 77КСО «Спектр»;
- 77КСИ «Природа».

Информация о запусках модулей 77КС приведена в табл. 1.43.

6.6.2.1. Модуль 77КСД «Квант-2»

77КСД «Квант-2» – модуль дооснащения ДОС. Предназначался для доставки оборудования, которое по весовым ограничениям не могло быть установлено на базовом блоке ДОС. Вместо возвращаемого аппарата установлены приборно-научный и специальный шлюзовой отсеки. Стартовая масса 19 565 кг. Внутренний объем 59 м^3. Длина 12,4 м, диаметр 4,35 м. Размах солнечных батарей – 27,35 м.

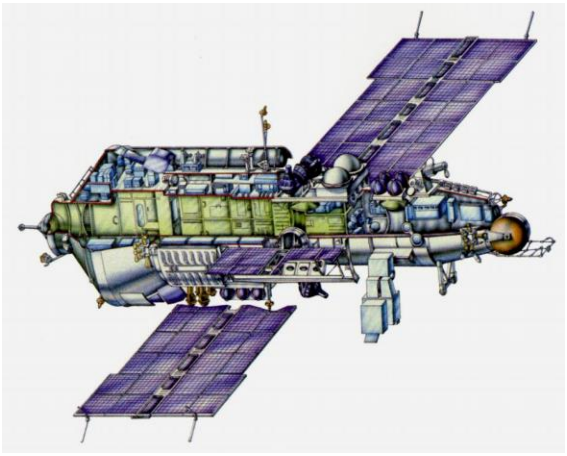


Рис. 1.150. Модуль 77КСД «Квант-2»

6.6.2.2. 77КСТ «Кристалл»

77КСТ «Кристалл» – стыковочно-технологический модуль. Вместо возвращаемого аппарата установлен приборно-стыковочный отсек с двум стыковочными узлами андрогинного типаузлом АПАС-89 для приема МТКК «Буран» (и Space Shuttle). Один стыковочный узел расположен по продольной оси модуля, второй – боковой. Стартовая масса модуля 19 640 кг. Внутренний объем 64 м^3. Длина 12,025 м, диаметр 4,35 м. Размах солнечных батарей – 36 м.

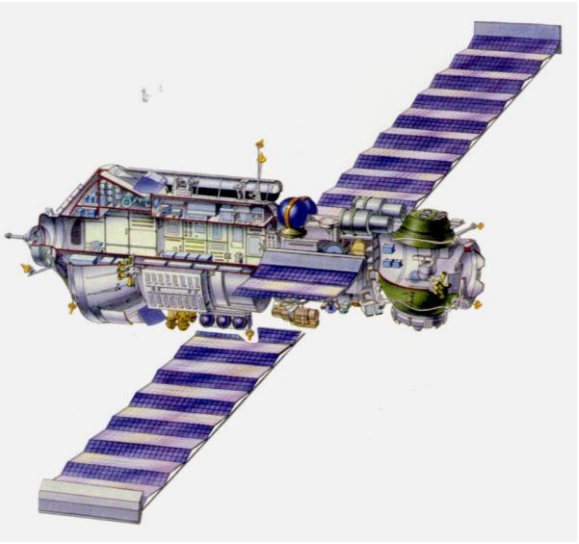


Рис. 1.151. Модуль 77КСТ «Кристалл»

6.6.2.3. 77КСО «Спектр»

77КСО «Спектр» – оптический модуль. Вместо возвращаемого аппарата установлен дополнительный приборно-грузовой отсек. Стартовая масса 18 807 кг. Внутренний объем 62 м^3. Длина 14,4 м, диаметр 4,35 м. Размах больших солнечных батарей – 28,2 м, малых – 23,9 м.

6.6.2.4. 77КСИ «Природа»

77КСИ «Природа» – исследовательский модуль. Вместо возвращаемого аппарата установлен дополнительный приборно-грузовой отсек. Стартовая масса 19 340 кг. Внутренний объем 65 м3. Длина 11,55 м, диаметр 4,35 м.

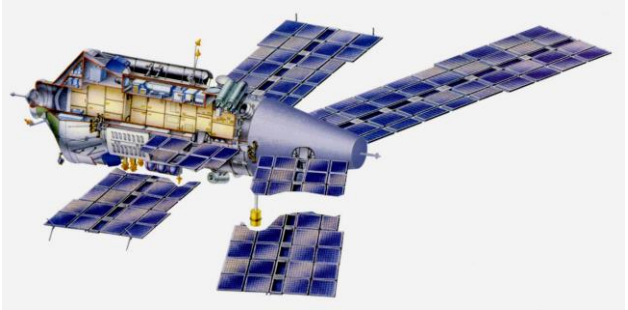


Рис. 1.152. Модуль 77КСО «Спектр»

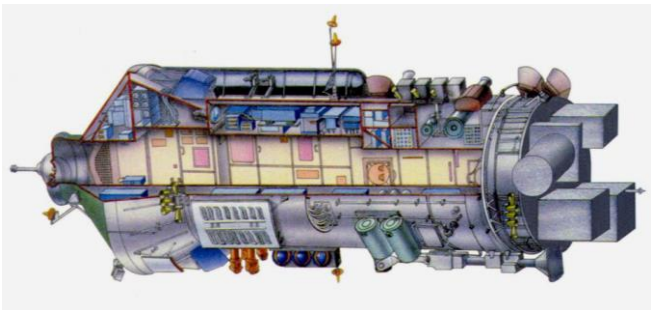


Рис. 1.153. Модуль 77КСИ «Природа»

6.6.3. Модули на основе 11Ф77 для МКС

Первоначально планировалось, что все модули российского сегмента МКС будет разрабатывать РКК «Энергия», однако, уже в 1993 году было принято решение о создании силами ГКНПЦ им. М.Хруничева Энергетического модуля на базе ФГБ 11Ф77. В дальнейшем ГКНПЦ проводило разработку целого ряда модулей для МКС, как по контракту с РКА, так и по собственной инициативе (табл. 1.42).

Кроме модуля ФГБ «Заря» в состав МКС должен войти еще один модуль на основе ФГБ 11Ф77 – бывший модуль ФГБ-2, который после многократных переделок окончательно стал многоцелевым лабораторным модулем МЛМ-У «Наука». Остальные предложения ГКНПЦ по тем или иным причинам не были реализованы.

Табл. 1.42. Модули МКС на основе 11Ф77

Модуль	Заводской номер	Наименование	Дата запуска
Энергетический модуль (ФГБ)	77КМ №17501	Заря	28.11.98
ФГБ-2	77КМ №17502	-	-
Универсальный стыковочный модуль УСМ	77КМС № 17801	-	-
Стыковочно-складской модуль МСС	-	-	-
Грузовой транспортный корабль ГТК-ФГБ	-	-	-
Многоцелевой модуль МЦМ	-	-	-
Коммерческий модуль CSM	-	-	-
Универсальный функциональный модуль УФМ	-	-	-
Многофункциональный модуль МФМ	-	-	-
Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ (МЛМ-У)	77КЛМ	Наука	

Описания модулей приведены в п. 6.13 «Международная Космическая Станция)».

6.6.4. Проекты КА на базе ФГБ 11Ф77

В начале 1990-х годов в ГКНПЦ имени М.В.Хруничева был разработан ряд проектов КА, основанных на использовании унифицированной космической платформы (УКП), которая создается на базе функционального грузового блока 11Ф77. УКП дооснащается модулем полезного груза, который может иметь массу до 10 т, диаметр 4,1 м и длину до 6,7 м. УКП обеспечивает энергопитание полезного груза мощностью 3-5 кВт (постоянная нагрузка) и до 12 кВт (пиковая нагрузка), возможность орбитальных маневров, точность ориентации лучше 1 град. Длительность полета – до 5 лет. Полная масса КА около 21 т. Выведение на орбиту высотой 350-450 км осуществляется ракетой-носителем «Протон-К». Наклонение орбиты может составлять 51,6 град., 65 град. или 72 град.

В число проектов КА с использованием УКП входили:

- высокоширотная станция «Теллура-ЭКО»;
- технологическая станция «Технология»;
- станция «Биотехнология» и др.

6.6.4.1. Высокоширотная станция «Теллура-ЭКО»

Основное назначение высокоширотной космической станции «Теллура-ЭКО» – комплексное изучение земной поверхности, околоземной среды и околоземного космического пространства.

Станция представляет собой унифицированный модуль УКП, который несет поворотную платформу с научным оборудованием. В состав оборудования входят:

- многочастотный лидарный комплекс;
- комплекс спектрометрической и радиометрической аппаратуры;
- комплекс телевизионной аппаратуры;

- блоки отделяемых контейнеров.

Характеристики лидарного комплекса:

- длина волны излучения 10,6 мкм; 1,06 мкм; 0,76 мкм, 0,3-0,5 мкм;
- энергия импульса 1-10 Дж;
- длительность импульса 0,01-1,0 мкс;
- максимальная частота импульса 50 Гц;
- угол сканирования до 50°;
- полоса обзора: в режиме обзора 800 х 9 000 км, в режиме зондирования фронтальных процессов – 800 х 100 км.

Масса ВШКС на опорной орбите около 19 800 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры – 7 500 кг.

Срок функционирования станции определен в 7-10 лет.

Параметры рабочей орбиты ВШКС «Теллура-ЭКО» должны быть следующие: высота 400-450 км, наклонение – около 72°. Выведение ВШКС на орбиту должно осуществляться ракетой-носителем «Протон-К».

По проекту КА «Технология» в качестве полезной нагрузки на УКП устанавливается платформа с технологическим оборудованием для производства в условиях микрогравитации (до 10^{-4} g) полупроводников, оптического стекла и биоматериалов повышенной чистоты.

Платформа должна нести 16 установок для технологических экспериментов и производства матриалов. Получаемые в результате работы установок материалы должны возвращаться на Землю в большом возвращаемом аппарате либо в небольших капсулах. Одна капсула может доставить на Землю до 120 кг в объеме 120 л.

Начальная масса платформы до 10 т, в том числе масса технологического оборудования до 5 т. Объем для размещения оборудования составляет 30 м^3.

ОКС выводится на орбиту высотой 400-450 км ракетой-носителем «Протон-К». Расчетный срок работы ОКС «Технология» на орбите – до трех лет.

6.6.4.2. КА «Биотехнология»

КА «Биотехнология» аналогичен по конструкции КА «Технология», но отличается составом и назначением технологического оборудования, ориентированного на производство биологических материалов и препаратов.

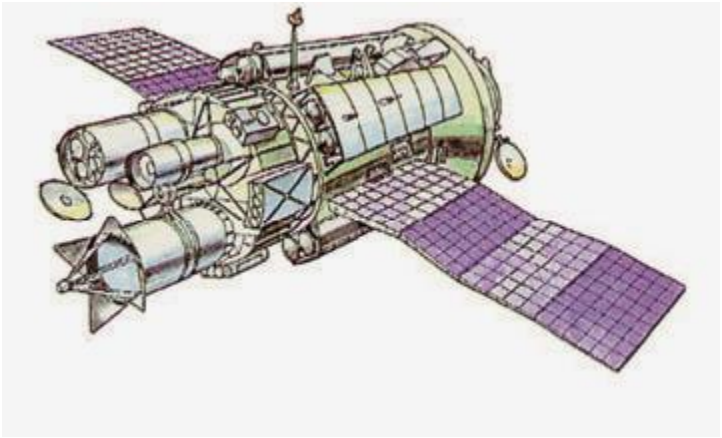


Рис. 1.154. Высокоширотная космическая станция «Теллура-ЭКО»

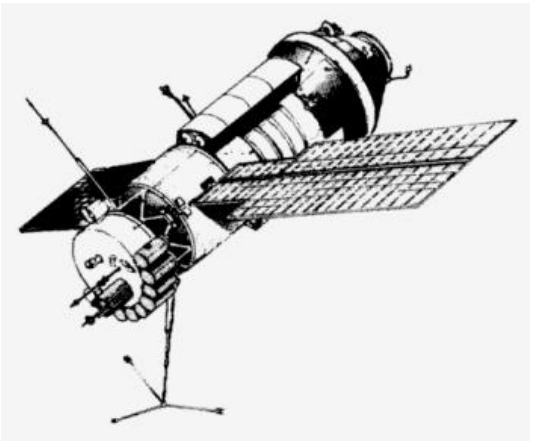


Рис. 1.155. КА «Технология»

Табл. 1.43. Транспортные корабли ТКС 11Ф72, ТКМ 11Ф77М и модули 77К

№ п/п	Наименование	Тип КА	Доставляемый модуль	Сер. № ТК/ФГБ	Дата старта / стыковки с ОКС	Дата отделения и посадки ВА	Дата расстыковки / схода с орбиты	Длительность полета	Примечание
1	Космос-929	11Ф72 ТКС		16101	17.07.77 / -	17.08.77	- / 03.02.78	201с	Испытания ТКС в автономном полете.
	-	11Ф72 ТКС	-	16201	-	-	-	-	Наземный комплексный стенд. В дальнейшем использован для изготовления летного ФБ 16701.
2	Космос-1267	11Ф72 ТКС		16301	25.04.81 / 19.06.81	24.05.81	- / 29.07.82	460с	Автономный полет ТКС. После отделения возвращаемого аппарата ФГБ продолжал полет и 19.06.81 г. был пристыкован к ДОС «Салют-6». ФГБ вместе с ДОС разрушился в плотных слоях атмосферы при сходе с орбиты.
3	Космос-1443	11Ф72 ТКС		16401	02.03.83 / 10.03.83	23.08.83	14.08.83 / 19.09.83	200с 15ч 57м	Транспортный КК для ДОС «Салют-7». Доставил на ДОС 3 600 кг груза. Использовался для коррекции орбиты ДОС. В возвращаемом аппарате на Землю доставлено около 350 кг груза.
4	Космос-1686	11Ф72 ТКС-М		16501	27.09.85 / 02.10.85	-	- / 07.02.91	1958с 18ч 02м	Транспортный КК для ДОС «Салют-7». Доставил на ДОС 4 322 кг груза. Использовался для коррекции орбиты ДОС. Завершил полет совместно с ДОС «Салют-7».
5		11Ф77М ТКМ-Э	«Квант»	77010 / 16601	31.03.87 / 09.04.87	-	12.04.87 / 25.08.88	513 с	Доставка модуля 37КЭ «Квант» к ДОС «Мир».
-		11Ф77М ТКМ-Д	37КД	77020 / 16701	-	-	-		Доставка модуля дооснащения 37КД к ДОС «Мир». Запуск отменен, ФСБ использован для КА «Полюс».
6	Полюс	17Ф19ДМ	Скиф-ДМ	18302 / 16701	15.05.87 / -	-	- / 15.05.87		Запущен РН «Энергия» 15.05.87 г., но на орбиту не вышел.
-		11Ф77М ТКМ-П	37КП	77030 / 16801	-	-	-		Доставка модуля 37КП к ДОС «Мир». Не изготавливался.
-		11Ф77М ТКМ-Т	37КТ	77040 / 16901	-	-	-		Доставка модуля 37КТ к ДОС «Мир». Не изготавливался.
-		11Ф77М ТКМ	37К	77050 / 17001	-	-	-		Доставка резервного модуля 37К для ДОС «Мир». Не изготавливался.
7	«Квант-2»	77КСД	-	17101	26.11.89 / 06.12.89	-	- / 23.03.01		Модуль дооснащения для ДОС «Мир».
8	«Кристалл»	77КСТ	-	17201	31.05.90 / 10.06.90	-	- / 23.03.01		Стыковочно-технологический модуль для ДОС «Мир».
9	«Спектр»	77КСО	-	17301	20.05.95 / 01.06.95	-	- / 23.03.01		Модуль для оптических наблюдений для ДОС «Мир».

№ п/п	Наименование	Тип КА	Доставляемый модуль	Сер. № ТК/ФГБ	Дата старта / стыковки с ОКС	Дата отделения и посадки ВА	Дата расстыковки / схода с орбиты	Длительность полета	Примечание
10	«Природа»	77КСИ	-	17401	23.04.96 / 26.04.96	-	- / 23.03.01		Исследовательский модуль для ДОС «Мир».
11	ФГБ «Заря»	77КМ	-	17501	20.11.98 / -	-	- /		Функционально-грузовой блок для МКС.
	ФГБ-2	77КМ	-	17502	-	-	- /-	-	Запасной экземпляр ФГБ для МКС. Использован дя изготовления МЛМ «Наука».
	УСМ	77КМС	-	17801					Универсальный стыковочный модуль для МКС. Планировалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	МСС		-						Стыковочно-складской модуль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	ГТК-ФГБ								Грузовой транспортный корабль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	МЦМ								Многоцелевой модуль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	CSM								Коммерческий модуль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	УФМ								Универсальный функциональный модуль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
	МФМ								Многофункциональный модуль для МКС. Предлагалось изготовить на базе ФГБ-2. Не изготавливался.
12	МЛМ-У «Наука»	77КЛМ							Многоцелевой лабораторный модуль. Изготовлен на базе модуля ФГБ-2.

6.7. Проекты тяжелых орбитальных станций

6.7.1. Проект ТОС 1969 года

Работы по тяжелым орбитальным станциям, проводившиеся в ОКБ-1 с 1961 года, возобновились во второй половине 1960-х годов в связи с разработкой новой РН Н-1. Так, в 1969 году в качестве одной из полезных нагрузок для Н1 разрабатывался проект орбитальной станции массой около 100 т. Станция представляла собой цилиндр диаметром 6 м и длиной 20 м с четырьмя стыковочными узлами для транспортных КК «Союз». Стыковочные узлы располагались в торцевом отсеке под углом 30° к продольной оси.

В связи с началом работ по ДОС 17К («Заря»-«Салют») работы по проекту тяжелой станции были отложены. Материалы по проекту были использованы при разработке проекта МКБС 19К.

6.7.2. Многоцелевой орбитальный комплекс 19К

К 1972 году в ЦКБЭМ был разработан проект многоцелевого орбитального комплекса (МОК), ядром которого должна была стать многоцелевая космическая база-станция (МКБС). Предполагалось, что МКБС будет выведена на орбиту после завершения работ с первыми четырьмя станциями «Заря» – «Салют» 17К.

6.7.2.1. Многоцелевая космическая база-станция (МКБС)

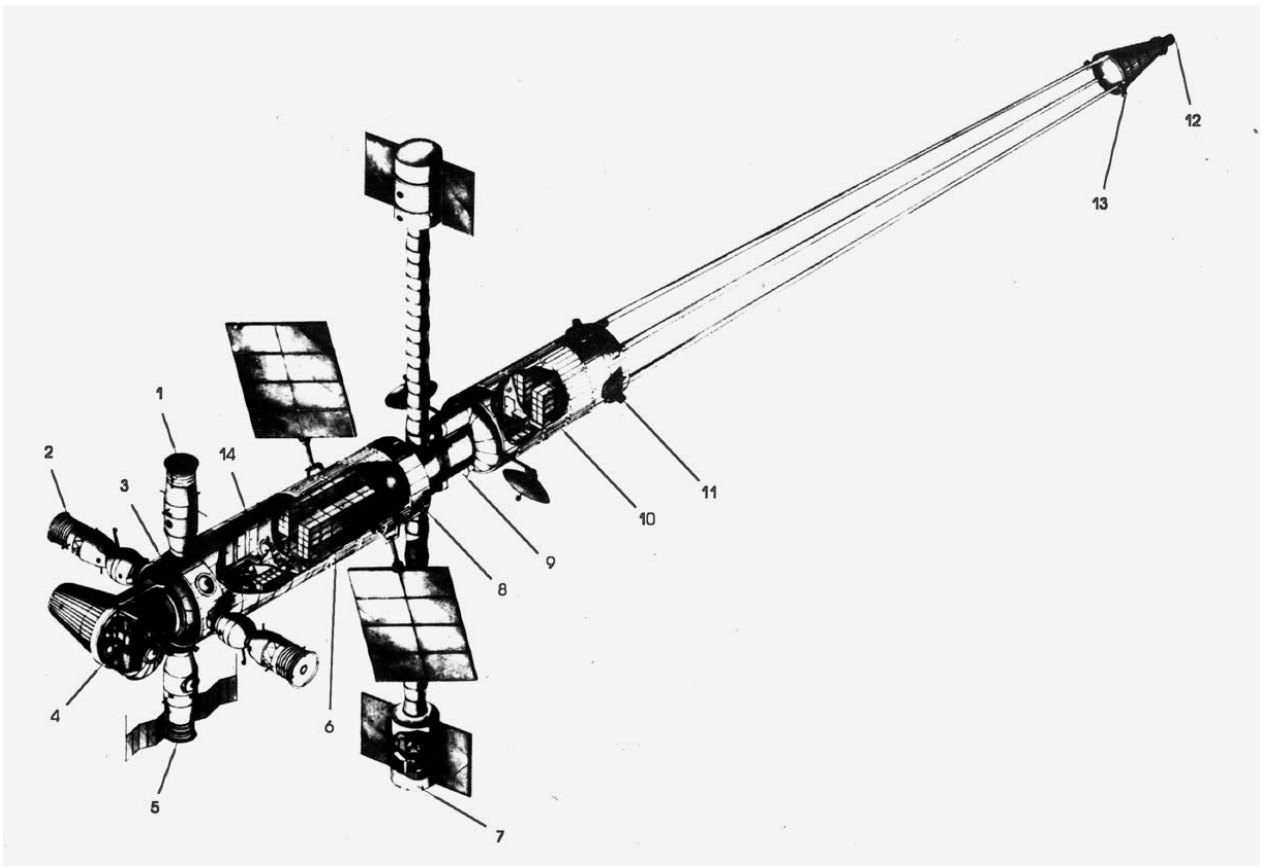
МКБС – многоцелевая космическая база-станция, основная часть многоцелевого орбитального комплекса МОК. Состоит из двух герметичных блоков массой по 80-88 т, диаметром 6 м. Блоки выводятся на орбиту с помощью двух РН Н-1, после чего выполняется их сближение и стыковка. Один из блоков несет на ферменной конструкции, раздвигаемой после выхода на орбиту на полную длину, ядерную энергетическую установку мощностью 20 кВт. В качестве резервного источника электроэнергии станция имеет солнечные батареи, площадь которых составляет 140 м^2, мощность – 14 кВт. В свободном торце второго блока расположен отсек причаливания с восемью стыковочными узлами, расположенными по окружности. Станция оснащена корректирующей двигательной установкой тягой от 300 до 1 000 кгс, двигателями ориентации и системой ионных двигателей малой тяги для поддержания точной ориентации. МКБС должна была быть выведена на орбиту, близкую к круговой, высотой 400-450 км и наклонением 91 град. или 51,5 град. Расчетное время эксплуатации МКБС – 10 лет.

Экипаж МКБС в количестве 6-10 человек доставляется на станцию в транспортных КК «Союз» и ТКС. Расчетное время работы на МКБС одного экипажа – 2-3 месяца.

Кроме МКБС и транспортных КК в состав МОК входят также специализированные модули, и КК, базирующиеся на МКБС, но предназначенные для выполнения автономных орбитальных полетов с последующим возвращением. Два модуля закрепляются на радиально расположенных герметичных «рукавах» длиной 20-30 м. При последующей закрутке комплекса вокруг продольной оси в этих модулях создаются условия «искусственной гравитации» с силой тяжести 0,6-0,8 g. Эти модули предназначены для комфортного отдыха экипажа и проведения некоторых экспериментов. Некоторые модули, номинально входящие в состав МОК, планировалось изначально использовать в автономном полете, с периодической пристыковкой к МКБС. Это было связано с тем, что оборудование, которое предполагалось размещать на них, требовало очень точной пространственной фиксации (например, телескопы при наводке на удаленные точечные объекты), и не могло функционировать даже при небольших помехах, вызываемых движением космонавтов на борту.

Общая длина МКБС – около 100 м, максимальная масса комплекса – до 250 т.

Проект МОК 19К был закрыт в 1974 году, после прекращения работ по ракете-носителю Н-1. Специализированные модули, которые разрабатывались по программе МОК, предлагалось использовать первоначально в комплексе 27К «Салют-7», а позднее – в составе комплекса «Мир». Один из таких модулей – астрофизический 19К А30, – совершил автономный полет в 1990 году.



1 – модуль военного назначения
2 – транспортный КК «Союз» 7К-С
3 – отсек причалов
4 – отсек научного и специального оборудования
5 – исследовательский модуль
6 – приборный отсек
7 – отсек с искусственной тяжестью
8 – агрегатный отсек
9 – переходный шлюз
10 – лабораторно-приборный отсек
11 – стыковочный узел
12 – ядерная энергоустановка
13 – плазменные электрореактивные двигатели
14 – рабочий и жилой отсек

Рис. 1.156. Многоцелевой орбитальный комплекс 19К

6.7.2.2. Автономный модуль 19К А10 «Аэлита»

19К А10 «Аэлита» – КА, разрабатывавшийся по программе МОК 19К на базе КА «Прогресс». КА должен был оснащаться инфракрасным телескопом и выводиться на орбиту ИСЗ с помощью РН 11К511У «Союз». Модуль предназначался для работы в автономном полете с возможным посещением космонавтами (без стыковки) для замены отснятых комплектов фотопленки. Основное назначение – фотосъемка в инфракрасном диапазоне астрономических объектов и поверхности Земли.

Работы по КА «Аэлита» были прекращены в 1982 году.

6.7.2.3. Автономный модуль 19К А20

19К А20 – КА, разработанный на базе КА «Прогресс». Орбитальный и возвращаемый отсеки отсутствуют, а вместо них устанавливается цилиндрический отсек с аппаратурой для отработки технологических процессов в условиях микрогравитации.

6.7.2.4. Автономный модуль 19К А30 «Гамма»

19К А30 «Гамма» – КА, разработанный на базе КК «Союз» в рамках программы МОК 19К. Орбитальный и возвращаемый отсеки отсутствуют, а вместо них установлен цилиндрический отсек с аппаратурой, в частности, рентгеновский и гамма-телескоп, изготовленный во Франции.

Первоначально предполагалось, что КА 19К А30 будет оснащен пассивным стыковочным узлом, и каждые полгода к нему будет стыковаться КК «Союз» с двумя членами экипажа. Задача посещения КА 19К А30 заключалась в замене отснятой фотопленки и проведении профилактических и ремонтных работ. Позднее из-за дефицита веса стыковочный узел был убран, так же, как и фотосъемочная аппаратура, которая была заменена телевизионными камерами.

Разработка КА «Гамма» была полностью завершена к 1984 году, однако запуск КА состоялся только в 1990 году из-за различных задержек.

Масса КА 19К А30 «Гамма» – 7,32 т, в т.ч. 1,7 т – полезная нагрузка. Длина КА – 7,7 м.

Ракета-носитель – 11К511У «Союз».

Был осуществлен один запуск КА этого типа – 11.07.1990 г. КА «Гамма» был выведен на орбиту ИСЗ высотой около 380 км и наклонением 51,6 град. Полет КА завершился 28.02.92 года.

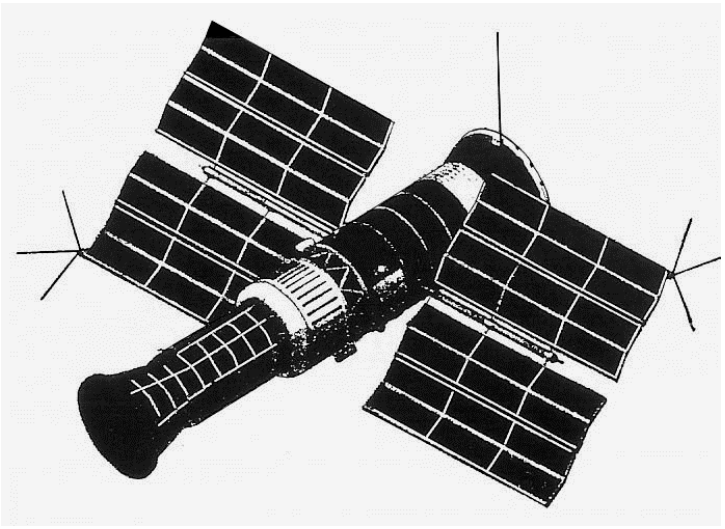


Рис. 1.157. Автономный модуль 19К А10 «Аэлита»

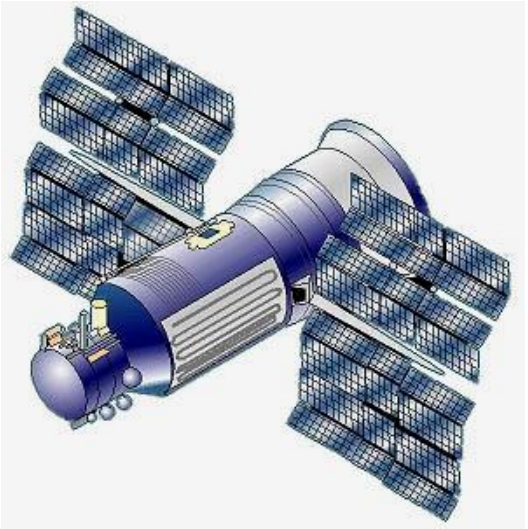


Рис. 1.158. Астрофизический модуль 19К А30 «Гамма»

6.7.3. ПЕРСПЕКТИВНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ ПОС

В 1974 году новый Генеральный конструктор НПО «Энергия» В.П.Глушко, назначенный вместо В.П.Мишина, отдал приказ остановить все работы по ракете-носителю Н-1. Одновременно были закрыты и все проекты, основанные на использовании Н-1. Вместо тяжелой РН Н-1 Глушко предложил создать ряд новых РН различной грузоподъемности, в том числе и для массы полезного груза 100 т. Эта серия РН получила наименование РЛА. Одной из задач для РЛА являлась сверхтяжелая перспективная орбитальная станция ПОС.

ПОС – проект перспективной орбитальной станции. ПОС должна была состоять из шести модулей массой по 100 т. Каждый модуль должен был выводиться на орбиту тяжелым носителем из серии РЛА, а затем пристыковываться к одному из шести стыковочных узлов специального блока – шлюз-коллектора, – предварительно выводимого на орбиту отдельной РН. Модули имели различное целевое назначение: жилой модуль, обсерватория, исследовательские лаборатории, производство для получения новых материалов и веществ

В 1975 году работы по ПОС были прекращены.

6.8. Комплекс 27К – ДОС второго поколения

В 1973 году из-за очевидных задержек в создании МОК 19К, было решено изготовить и запустить еще две станции на базе ДОС 17К, проведя назревшие усовершенствования.

6.8.1. 17К «САЛЮТ» (11Ф715)

17К «Салют» (11Ф715) – ДОС второго поколения, созданная на основе ОКС «Заря». Новая ДОС была рассчитана на принципиально новую технологию эксплуатации. Агрегатный отсек ДОС был полностью переработан для установки второго стыковочного узла. Таким образом, к станции могли пристыковываться одновременно два КК, одним из которых мог быть грузовой КА «Прогресс», разработанный специально для снабжения новых ДОС «Салют», либо пилотируемый КК со сменным экипажем. Второй стыковочный узел позволял обеспечивать смену КК для длительного пребывания одной экспедиции на ДОС, а также облегчал проведение спасательных экспедиций в аварийных ситуациях. Для ДОС была разработана двигательная установка, имеющая возможность дозаправки в полете. В новом стыковочном узле были вмонтированы гидромагистрали для перекачки топлива и воды из емкостей грузового КК «Прогресс». Это давало возможность производить на орбите дозаправку топливных баков ДОС и тем самым обеспечить широкие возможности по длительному жизнеобеспечению экипажа и поддержанию орбиты ДОС.

Для расширения возможностей ДОС 17К разрабатывался специальный модуль 37КЭ, но из-за задержек в изготовлении он был переориентирован на использование в составе ДОС следующего поколения. Также для проведения экипажем ДОС ряда экспериментов военно-прикладного назначения было решено использовать модифицированный транспортный КК ТКС, разработанный по программе «Алмаз». Для стыковки с 20-тонным ТКС задний стыковочный узел ДОС был усилен.

Для осуществления длительных полетов была разработана схема основных экспедиций и экспедиций посещения. КК основной экспедиции пристыковывается к переднему узлу, а прибывшая экспедиция посещения – к заднему. После завершения пребывания на ДОС экипаж посещения перемонтирует индивидуальные ложементы кресел в КК основной экспедиции и в нем возвращается на Землю, оставив свой, более «свежий» КК, пристыкованным к заднему стыковочному узлу. Такая замена была вызвана ограниченным ресурсом пребывания в полете транспортных КК «Союз» 7К-Т. КА «Прогресс», доставивший топливо, мог пристыковываться только к заднему узлу, поэтому после убытия экспедиции посещения основной экипаж должен был выполнять перестыковку КК от заднего стыковочного узла к переднему. Каждый раз перед началом перестыковки экипаж должен был выполнять все необходимые действия по консервации ДОС на случай неудачи повторной стыковки. После перекачки топлива в баки двигательной установки ДОС и разгрузки КА «Прогресс» оставался длительное время пристыкованным к станции. В это время его двигательная установка использовалась для корректировки орбиты ДОС, что также позволяло экономить запасы топлива двигательной установки станции.

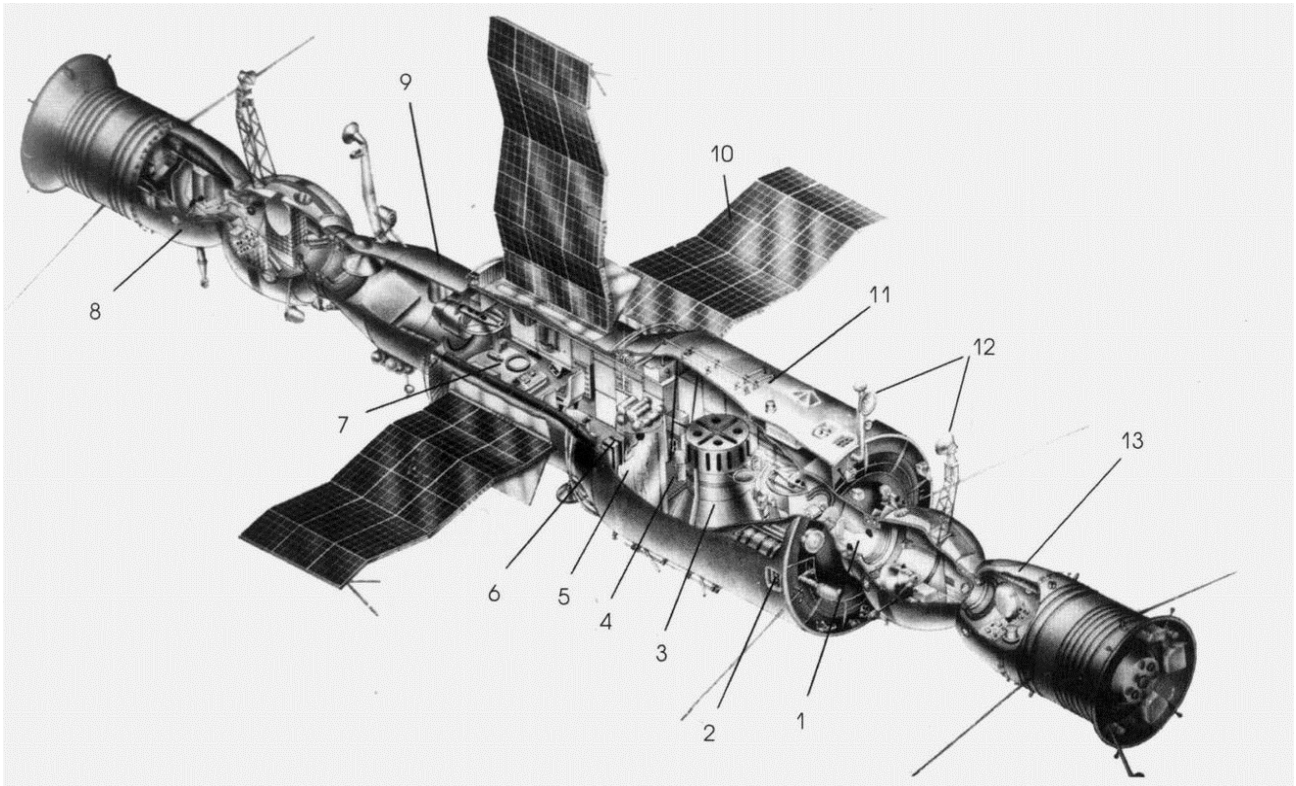
Орбитальный комплекс, состоящий из ДОС 17К «Салют», КК «Союз-Т» и КА «Прогресс», получил наименование **27К.** Были изготовлены и успешно запущены две станции 17К второго поколения – ДОС № 12501 «Салют-6» и ДОС № 12502 «Салют-7»

ДОС «Салют-6» была успешно выведена на орбиту 29.09.77 г. За пять лет существования станции на ДОС «Салют-6» было осуществлено пять основных экспедиций и 11 экспедиций посещения, а также 12 полетов КК «Прогресс» и один полет грузового КК ТКС, разработанного по программе ОПС «Алмаз». Максимальная масса орбитального комплекса в конфигурации ДОС + «Союз» + ТКС составила около 46 т. Максимальная длительность одной экспедиции составила 185 суток. Полеты на ДОС «Салют-6» были прекращены в связи с исчерпанием ресурса бортовых систем станции. 29.07.82 г. орбитальная станция «Салют-6» была переведена на траекторию снижения и разрушилась в плотных слоях атмосферы.

Вторая ДОС этого типа «Салют-7» осуществляла полет с 19.04.82 г. по 07.02.91 г. На станции побывали 4 основные экспедиции и 5 экспедиций посещения. К «Салюту-7» было отправлено 13 транспортных КК «Прогресс» и 2 транспортных КК ТКС/ТКС-М. В связи с износом бортовых систем к концу третьего года эксплуатации на ДОС стали проявляться неполадки, из-за которых приходилось отменять запланированные экспедиции и даже организовывать полеты специально подготовленных экипажей для ремонта станции. Так, в марте 1985 года в связи с аварийной

ситуацией на ДОС «Салют-7» была задержана четвертая основная экспедиция. Из-за неисправности бортовой аппаратуры была утеряна связь с ДОС. Станция потеряла ориентацию на Солнце, при отсутствии подпитки от солнечных батарей бортовые аккумуляторы полностью разрядились, и вся бортовая аппаратура ДОС «Салют-7» обесточилась. Для спасения станции был подготовлен опытный экипаж в составе В.Джанибекова и В.Савиных. В июне 1985 года экипаж «ремонтников» на КК «Союз Т-13» с помощью целеуказаний с Земли и ручного управления с использованием лазерного дальномера и БЦВМ сблизился с ДОС, выполнил стыковку с неуправляемой станцией, восстановил работоспособность всего бортового оборудования, устранил неисправности и обеспечил продолжение программы полетов.

Для продолжения работы на «Салют-7» прибыл экипаж в составе В. Васютина, Г. Гречко и А. Волкова. Гречко и Джанибеков вскоре возвратились на Землю, а Васютин, Волков и Савиных остались для осуществления длительного полета на ДОС. Одной из основных задач этого экипажа было проведение ряда экспериментов на оборудовании, доставленном 02.10.85 года тяжелым транспортным кораблем ТКС-М «Космос-1686», однако работа экипажа была преждевременно прервана из-за болезни В. Васютина. Экипаж ДОС возвратился на Землю, а завершение экспериментов на оборудовании ТКС-М выпало на долю первого экипажа ДОС «Мир» – Л. Кизима и В. Соловьёва, совершивших 06.05.1986 г. перелет с новой ДОС «Мир» на ДОС «Салют-7» на корабле «Союз Т-15». Экипаж «Мира» проработал на ДОС «Салют-7» 19 дней, после чего успешно вернулся на «Мир» и продолжил свою работу.



1 – переходная камера
2 – двигатели ориентации
3 – отсек научной аппаратуры
4 – «бегущая дорожка»
5 – душевая установка
6 – фотоаппарат МКФ-6М
7 – центральный пост управления
8 – транспортный корабль 7К-Т
9 – переходный отсек
10 – солнечные батареи
11 – рабочий отсек
12 – антенна системы сближения
13 – транспортный корабль 7К-Т

Рис. 1.159. Долговременная орбитальная станция 27К «Салют-7»

В связи с началом эксплуатации ДОС «Мир» было принято решение о завершении работ с ДОС «Салют-7». Были отменены запланированные экспедиция посещения в марте и июне 1986 года, а также женская длительная экспедиция с сентября 1986 года по март 1987 года. ДОС «Салют-7» в августе 1986 года с помощью ДУ пристыкованного ТКС-М «Космос-1686» была переведена на орбиту высотой более 475 км. Планировалось, что это позволит станции находиться на орбите

более 8 лет, когда, как ожидалось, начнется эксплуатация МКК «Буран», с помощью которого теоретически можно было бы доставить ДОС «Салют-7» на Землю.

Фактически снижение орбиты ДОС происходило быстрее расчетного, в связи с чем в 1987 году предлагалось отправить к ДОС «Салют-7» ТКГ «Прогресс» с запасом топлива для удержания высоты орбиты. Предложение не реализовано.

В декабре 1989 года связь с ДОС «Салют-7» – «Космос-1686» прервалась. Неуправляемая ДОС постепенно тормозилась в разреженных слоях атмосферы, снижаясь в течение пятнадцати месяцев, и разрушилась, войдя в атмосферу Земли в феврале 1991 года над Южной Америкой.

В табл. 1.44 и 1.45 приведены основные сведения о полетах ДОС «Салют-6» и «Салют-7».

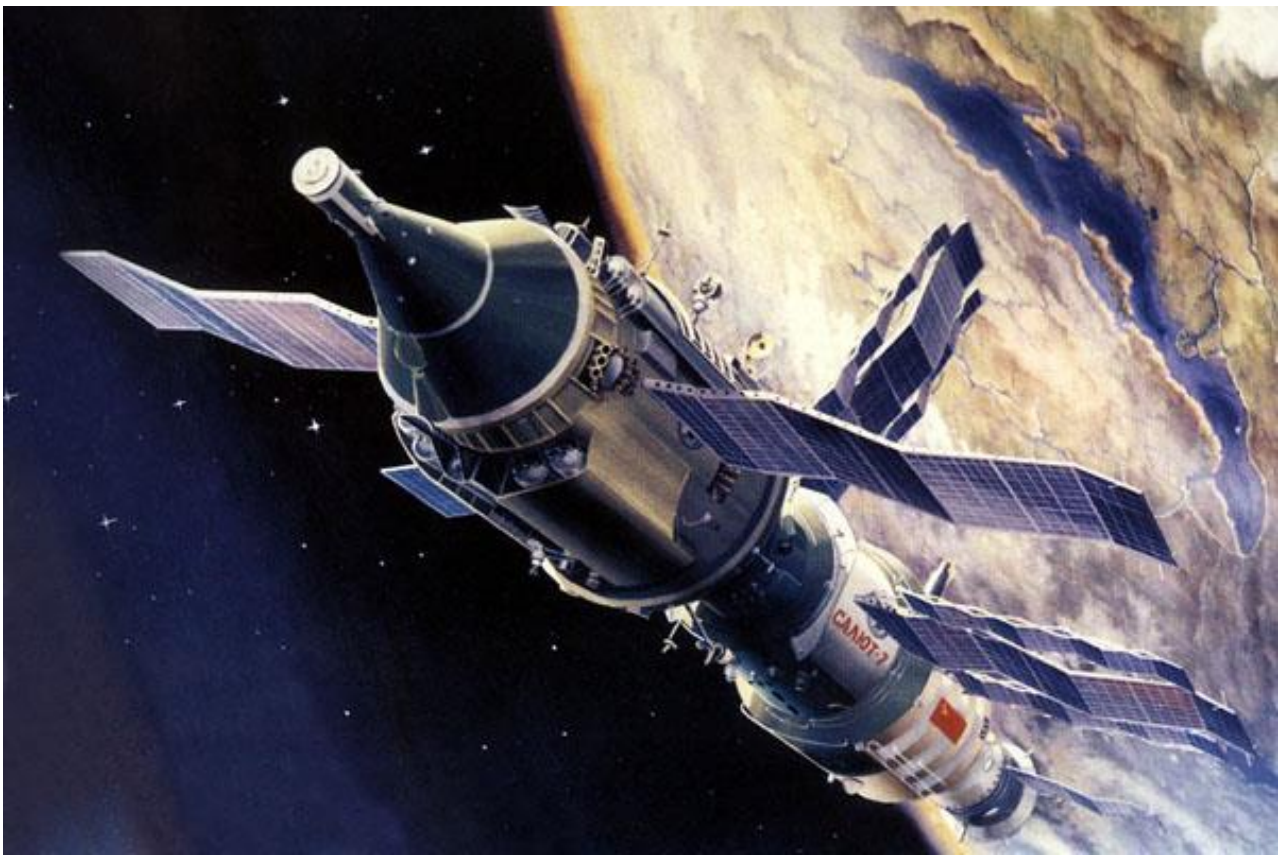


Рис. 1.160. ДОС «Салют-7» в связке с ТКС «Космос-1443» и КК «Союз Т-9»

Табл. 1.44. Хроника полетов на ДОС 17К «Салют-6»

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
1	29.09.77	Салют-6 17К № 12501	Старт	-	-			ДОС №5 – первая ДОС второго поколения. Масса 19 824 кг.
2	09.10.77 11.10.77	Союз-25 11Ф615А8 №42Л	Старт Посадка	Ковалёнок В.В. Рюмин В.В.	Фотон	2с 00ч 45м	2с 00ч 45м	Попытка доставки первой экспедиции. Экипажу не удалось осуществить стыковку с ДОС.
3	10.12.77 11.12.77	Союз-26 11Ф615А8 №43Л	Старт Стыковка	Романенко Ю.В. Гречко Г.М.	Таймыр			ЭО-1 (Первая основная экспедиция). Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
4	10.01.78 11.01.78	Союз-27 11Ф615А8 №44Л	Старт Стыковка	Джанибеков В.А. Макаров О.Г.	Памир			ЭП-1 (Первая экспедиция посещения). Замена КК для экипажа ЭО-1. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
3a[1]	16.01.78 16.01.78	Союз-26	Расстыковка Посадка			37с 10ч 06м	5с 22ч 59м	
5	20.01.78 22.01.78 06.02.78 08.02.78	Прогресс-1 11Ф615А15 №102	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	18с 17ч 35м	-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
6	02.03.78 03.03.78 10.03.78 10.03.78	Союз-28 11Ф615А8 №45Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Губарев А.А. Ремек В. (*Чехословакия*)	Зенит	7с 22ч 16м	7с 22ч 16м	ЭП-2. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
4a	16.03.78 16.03.78	Союз-27	Расстыковка Посадка	Романенко Ю.В. Гречко Г.М.	Таймыр	64с 22ч 53м	96с 10ч 00м	Завершение ЭО-1.
7	15.06.78 16.06.78	Союз-29 11Ф615А8 №46Л	Старт Стыковка	Ковалёнок В.В. Иванченков А.С.	Фотон			ЭО-2. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
8	27.06.78 28.06.78 05.07.78 05.07.78	Союз-30 11Ф615А9 №67Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Климук П.И., Гермашевски М. (*Польша*)	Кавказ	7с 22ч 03м	7с 22ч 03м	ЭП-3. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.

[1] Индексы «a», «b» и т.д., добавленные к номеру, обозначают продолжение динамических операций с объектом, имеющим данный порядковый номер.

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
9	07.07.78	Прогресс-2 11Ф615А15 №101	Старт	-				Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	09.07.78		Стыковка					
	02.08.78		Расстыковка			27с 14ч 05м	-	
	04.08.78		Затопление					
10	08.08.78	Прогресс-3 11Ф615А15 №103	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	10.08.78		Стыковка					
	21.08.78		Расстыковка			15с 18ч 59м	-	
	23.08.78		Затопление					
11	26.08.78	Союз-31 11Ф615А8 №47Л	Старт	Быковский В.Ф., Йен З. (*Германия*)	Ястреб			ЭП-4. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС. Замена КК для экипажа ЭО-2.
	27.08.78		Стыковка					
7a	03.09.78	Союз-29	Расстыковка			79с 15ч 24м	7с 20ч 49м	
	03.09.78		Посадка					
11a	07.09.78	Союз-31	Расстыковка	Ковалёнок В.В. Иванченков А.С.	Фотон			Перестыковка КК с заднего стыковочного узла на передний узел ДОС.
	07.09.78		Стыковка					
12	04.10.78	Прогресс-4 11Ф615А15 №105	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	06.10.78		Стыковка					
	24.10.78		Расстыковка			22с 17ч 19м	-	
	26.10.78		Затопление					
11b	02.11.78	Союз-31	Расстыковка	Ковалёнок В.В. Иванченков А.С.	Фотон	67с 20ч 13м	139с 14ч 48м	Завершение ЭО-2.
	02.11.78		Посадка					
13	25.02.79	Союз-32 11Ф615А8 №48Л	Старт	Ляхов В.А. Рюмин В.В.	Протон			ЭО-3. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
	26.02.79		Стыковка					
14	12.03.79	Прогресс-5 11Ф615А15 №104	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	14.03.79		Стыковка					
	03.04.79		Расстыковка			23с 19ч 17м	-	
	05.04.79		Затопление					
15	10.04.79	Союз-33 11Ф615А8 №49Л	Старт	Рукавишников Н.Н. Иванов Г. (*Болгария*)	Сатурн			Попытка доставки ЭП-5. Из-за отказа бортовой электроники КК стыковку выполнить не удалось.
	12.04.79		Посадка			1с 23ч 01м	1с 23ч 01м	
16	13.05.79	Прогресс-6 11Ф615А15 №106	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	15.05.79		Стыковка					
	08.06.79		Расстыковка			27с 17ч 34м	-	
	09.06.79		Затопление					

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
17	06.06.79 08.06.79	Союз-34 11Ф615А8 №50Л	Старт Стыковка	-	-			Доставка КК на смену КК «Союз-32». Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
13a	13.06.79 13.06.79	Союз-32	Расстыковка Посадка	-	-	108с 04ч 25м	-	В связи с исчерпанием ресурса систем КК был возвращен без экипажа после прибытия на ОКС КК «Союз-34».
17a	14.06.79 14.06.79	Союз-34	Расстыковка Стыковка	Ляхов В.А. Рюмин В.В.	Протон		-	Перестыковка КК с заднего стыковочного узла на передний узел ДОС.
18	28.06.79 30.06.79 18.07.79 20.07.79	Прогресс-7 11Ф615А15 №107	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	21с 16ч 32м	-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
17b	19.08.79 19.08.79	Союз -34	Расстыковка Посадка	Ляхов В.А. Рюмин В.В.	Протон	73с 18ч 17м	175с 00ч 36м	Завершение ЭО-3.
19	16.12.79 19.12.79 23.03.80 26.03.80	Союз Т 11Ф732 №6Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	-	-	100с 09ч 32м	-	Испытания нового транспортного КК 11Ф732 7К-СТ. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
20	27.03.80 29.03.80	Прогресс-8 11Ф615А15 №108	Старт Стыковка	-	-		-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
21	09.04.80 10.04.80	Союз-35 11Ф615А8 №51Л	Старт Стыковка	Попов Л.И. Рюмин В.В.	Днепр			ЭО-4. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
20a	25.04.80 26.04.80	Прогресс-8	Расстыковка Затопление	-	-	31с 12ч 01м	-	
22	27.04.80 29.04.80 20.05.80 22.05.80	Прогресс-9 11Ф615А15 №109	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	24с 18ч 20м	-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
23	26.05.80 27.05.80	Союз-36 11Ф615А8 №52Л	Старт Стыковка	Кубасов В.Н. Фаркаш Б. (*Венгрия*)	Орион			ЭП-5. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС. Замена КК для экипажа ЭО-4.
21a	03.06.80 03.06.80	Союз-35	Расстыковка Посадка			55с 01ч 29м	7с 20ч 46м	
23a	04.06.80 04.06.80	Союз-36	Расстыковка Стыковка	Попов Л.И. Рюмин В.В.	Днепр			Перестыковка КК с заднего стыковочного узла на передний узел ДОС.

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
24	05.06.80	Союз Т-2 11Ф732 №7Л	Старт	Малышев Ю.В. Аксёнов В.В.	Юпитер			ЭП-6. Испытания КК 11Ф732 в пилотируемом полете. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	06.06.80		Стыковка					
	09.06.80		Расстыковка			3с 22ч 20м	3с 22ч 20м	
	09.06.80		Посадка					
25	29.06.80	Прогресс-10 11Ф615А15 №110	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	01.05.80		Стыковка					
	18.07.80		Расстыковка			19с 21ч 06м	-	
	19.07.80		Затопление					
26	23.07.80	Союз-37 11Ф615А8 №53Л	Старт	Горбатко В.В. Фам Туан (*Вьетнам*)	Терек			ЭП-7. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС. Замена КК для экипажа ЭО-4.
	24.07.80		Стыковка					
23b	31.07.80	Союз-36	Расстыковка			65с 20ч 54м	7с 20ч 42м	
	31.07.80		Посадка					
26a	01.08.80	Союз-37	Расстыковка	Попов Л.И. Рюмин В.В.	Днепр			Перестыковка КК с заднего стыковочного узла на передний узел ДОС.
	01.08.80		Стыковка					
27	18.09.80	Союз-38 11Ф615А8 №54Л	Старт	Романенко Ю.В., Тамайо Мендес А. (*Куба*)	Таймыр			ЭП-8. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	19.09.80		Стыковка					
	26.09.80		Расстыковка			7с 20ч 43м	7с 20ч 43м	
	26.09.80		Посадка					
28	28.09.80	Прогресс-11 11Ф615А15 №111	Старт	-				Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	30.09.80		Стыковка					
26b	11.10.80	Союз-37	Расстыковка	Попов Л.И. Рюмин В.В.	Днепр	79с 15ч 17м	184с 20ч 12м	
	11.10.80		Посадка					
29	27.11.80	Союз Т-3 11Ф732 №8Л	Старт	Кизим Л.Д. Макаров О.Г. Стрекалов Г.М.	Маяк			ЭП-9. Ремонтная миссия. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
	28.11.80		Стыковка					
28a	09.12.80	Прогресс-11	Расстыковка	-	-			
29a	10.12.80	Союз Т-3	Расстыковка	Кизим Л.Д. Макаров О.Г. Стрекалов Г.М.	Маяк	12с 19ч 08м	12с 19ч 08м	
	10.12.80		Посадка					
28b	11.12.80	Прогресс-11	Затопление	-	-	73с 22ч 50м	-	
30	24.01.81	Прогресс-12 11Ф615А15 №113	Старт	-				Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	26.01.81		Стыковка					
31	12.03.81	Союз Т-4 11Ф732 №10Л	Старт	Ковалёнок В.В. Савиных В.П.	Фотон			ЭО-5. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
	13.03.81		Стыковка					

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
30а	19.03.81 20.03.81	Прогресс-12	Расстыковка Затопление	-	-	56с 02ч 41м	-	
32	22.03.81 23.03.81 30.03.81 30.03.81	Союз-39 11Ф615А8 №55Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Джанибеков В.А., Гуррагчаа Ж. (*Монголия*)	Памир	 7с 20ч 42м	 7с 20ч 42м	ЭП-10. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
33	25.04.81	Космос-1267 11Ф72 №16301	Старт	-	-			Испытания грузового КК ТКС, созданного по программе «Алмаз».
34	14.05.81 15.05.81 22.05.81 22.05.81	Союз-40 11Ф615А8 №55Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Попов Л.И., Прунариу Д. (*Румыния*)	Днепр	 7с 20ч 42м	 7с 20ч 42м	ЭП-11. Стыковка выполнена к заднему узлу.
31а	26.05.81 26.05.81	Союз Т-4	Расстыковка Посадка	Ковалёнок В.В. Савиных В.П.	Фотон	74с 17ч 37м	74с 17ч 37м	Завершение ЭО-5.
33а	19.06.82	Космос-1267	Стыковка	-	-	460с 10ч	-	Грузовой КК снабжения. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
1а	29.07.82	Салют-6	Затопление	-		1 764с 05ч	-	Выполнен плановый сход ДОС с орбиты. Расстыковка ТКС «Космос-1267» с ДОС не производилась.

Табл. 1.45. Хроника полетов на ДОС 17К «Салют-7»

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
1	19.04.82	Салют-7 17К № 12502	Старт	-	-			ДОС №6 – вторая ДОС второго поколения (ДОС №5-2). Масса 19,9 т.
2	13.05.82 14.05.82	Союз Т-5 11Ф732 №11Л	Старт Стыковка	Березовой А.Н. Лебедев В.В.	Эльбрус			ЭО-1 – первая основная экспедиция. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
3	23.05.82 25.05.82 04.06.82 06.06.82	Прогресс-13 11Ф615А15 №114	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	 13с 18ч 08м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
4	24.06.82 25.06.82 02.07.82 02.07.82	Союз Т-6 11Ф732 №9Л	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Джанибеков В.А. Иванченков А.С. Кретьен Ж.-Л. (*Франция*)	Памир	 7с 21ч 51м	 7с 21ч 51м	ЭП-1 – первая экспедиция посещения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
5	10.07.82 12.07.82 11.08.82 13.08.82	Прогресс-14 11Ф615А15 №117	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	 33с 15ч 31м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
6	19.08.82 20.08.82	Союз Т-7 11Ф732 №12Л	Старт Стыковка	Попов Л.И. Серебров А.А. Савицкая С.Е.	Днепр			ЭП-2. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
2a[1]	27.08.82 27.08.82	Союз Т-5	Расстыковка Посадка			113с 01ч 51м	7с 21ч 52м	
6a	29.08.82 29.08.82	Союз Т-7	Расстыковка Стыковка	Березовой А.Н. Лебедев В.В.	Эльбрус			Перестыковка на передний стыковочный узел.
7	18.09.82 20.09.82 14.10.82 16.10.82	Прогресс-15 11Ф615А15 №112	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	 28с 12ч 09м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
8	31.10.82 02.11.82	Прогресс-16 11Ф615А15 №115	Старт Стыковка	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
6a	10.12.82 10.12.82	Союз Т-7	Расстыковка Посадка	Березовой А.Н. Лебедев В.В.	Эльбрус	113с 01ч 51м	211с 09ч 05м	Завершение ЭО-1.

[1] Индексы «a», «b» и т.д., добавленные к номеру, обозначают продолжение динамических операций с объектом, имеющим данный порядковый номер.

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
8a	13.12.82 14.12.82	Прогресс-16	Расстыковка Затопление	-	-	44с 05ч 57м	-	
9	02.03.83 04.03.83	Космос-1443 11Ф72 №16401	Старт Стыковка	-	-			Тяжелый грузовой корабль снабжения ТКС доставил 3 600 кг груза. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
10	20.04.83 22.04.83	Союз Т-8 11Ф732 №13Л	Старт Посадка	Титов В.Г. Серебров А.А. Стрекалов Г.М.	Океан	 2с 00ч 18м	 2с 00ч 18м	Попытка доставки ЭО-2. Экипажу не удалось выполнить стыковку с ДОС.
11	27.06.83 28.06.83	Союз Т-9 11Ф732 №14Л	Старт Стыковка	Ляхов В.А. Александров А.П.	Протон			ЭО-2. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
9a	14.08.83	Космос-1443	Расстыковка	-	-			
11a	16.08.83 16.08.83	Союз Т-9	Расстыковка Стыковка	Ляхов В.А. Александров А.П.	Протон			Перестыковка КК на передний стыковочный узел.
12	17.08.83 19.08.83 17.09.83 18.09.83	Прогресс-17 11Ф615А15 №119	Старт Стыковка Расстыковка Затопление			 31с 11ч 35м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
9b	19.09.83	Космос-1443	Затопление	-	-	200с 15ч 57м	-	
13	26.09.83	Союз Т-10-1 11Ф732 №15Л	Попытка старта	Титов В.Г. Стрекалов Г.М.	Океан	-	5м 30сек	Попытка доставки ЭП-3. Взрыв РН на старте. Экипаж спасен сработавшей САС.
14	20.10.83 22.10.83 13.11.83 16.11.83	Прогресс-18 11Ф615А15 №118	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	 26с 18ч 19м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
11a	23.11.83 23.11.83	Союз Т-9	Расстыковка Посадка	Ляхов В.А. Александров А.П.	Протон	149с 10ч 46м	149с 10ч 46м	Завершение ЭО-2.
15	08.02.84 09.02.84	Союз Т-10 11Ф732 №16Л	Старт Стыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Атьков О.Ю.	Маяк			ЭО-3. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС.
16	21.02.84 23.02.84 31.03.84 01.04.84	Прогресс-19 11Ф615А15 №120	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	 40с 11ч 32м	 -	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
17	03.04.84	Союз Т-11 11Ф732 №17Л	Старт	Малышев Ю.В., Стрекалов Г.М., Шарма Р. (*Индия*)	Юпитер			ЭП-3. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС. Замена КК для экипажа ЭО-3.
	04.04.84		Стыковка					
15а	11.04.84	Союз Т-10	Расстыковка			62с 22ч 41м	7с 21ч 40м	
	11.04.84		Посадка					
17а	13.04.84	Союз Т-11	Расстыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Атьков О.Ю.	Маяк			Перестыковка КК с заднего стыковочного узла на передний узел ДОС.
	13.04.84		Стыковка					
18	15.04.84	Прогресс-20 11Ф615А15 №121	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	17.04.84		Стыковка					
	06.05.84		Расстыковка			22с 01ч 43м	-	
	07.05.84		Затопление					
19	08.05.84	Прогресс-21 11Ф615А15 №116	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	10.05.84		Стыковка					
	26.05.84		Расстыковка			18с 15ч 30м	-	
	26.05.84		Затопление					
20	28.05.84	Прогресс-22 11Ф615А15 №122	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	30.05.84		Стыковка					
	15.07.84		Расстыковка			48с 03ч 54м	-	
	15.07.84		Затопление					
21	17.07.84	Союз Т-12 11Ф732 №18Л	Старт	Джанибеков В.А. Савицкая С.Е. Волк И.П.	Памир			ЭП-4. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС. Джанибеков и Савицкая осуществили выход в открытое космическое пространство. Савицкая стала первой в мире женщиной, вышедшей в открытый космос. Волк выполнял полет в соответствии с программой подготовки к полетам на МКК «Буран».
	18.07.84		Стыковка					
	29.07.84		Расстыковка			11с 19ч 15м	11с 19ч 15м	
	29.07.84		Посадка					
22	14.08.84	Прогресс-23 11Ф615А15 №124	Старт	-	-			Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
	16.08.84		Стыковка					
	26.08.84		Расстыковка			13с 18ч 59м	-	
	28.08.84		Затопление					
17а	02.10.84	Союз Т-11	Расстыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А. Атьков О.Ю.	Маяк	181с 21ч 48м	236с 22ч 49м	Завершение ЭО-3.
	02.10.84		Посадка					
	05.03.85	Союз Т-13 11Ф732 №19Л		Васютин В.В. Савиных В.П. Волков А.А.	Чегет	-	-	ЭО-4. Полет отменен по причине потери связи с ДОС «Салют-7».

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
23	06.06.85 08.06.85	Союз Т-13 11Ф732 №19Л	Старт Стыковка	Джанибеков В.А. Савиных В.П.	Памир			ЭО-4. Экипаж произвел стыковку к переднему узлу при неработающей бортовой аппаратуре ДОС, перешел во внутренний отсек станции и устранил неисправность.
24	21.06.85 23.06.85 15.07.85 16.07.85	Прогресс-24 11Ф615А15 №122	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	24с 23ч 20м	-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
25	19.07.85 21.07.85 29.08.85 30.08.85	Космос-1669 11Ф615А15 №122	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	42с 10ч 55м	-	Грузовой корабль снабжения. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
26	17.09.85 18.09.85	Союз Т-14 11Ф732 №20Л	Старт Стыковка	Васютин В.В. Гречко Г.М. Волков А.А.	Чегет			ЭО-5. Стыковка выполнена к заднему узлу ДОС.
23а	25.09.85 26.09.85	Союз Т-13	Расстыковка Посадка	Джанибеков В.А. Гречко Г.М.	Памир	112с 03ч 12м	112с 03ч 12м 8с 21ч 13м	Завершение ЭО-4.
27	27.09.85 02.10.85	Космос-1686 11Ф72 №16501	Старт Стыковка	-	-			Тяжелый грузовой корабль снабжения ТКС-М. Стыковка выполнена к переднему узлу ДОС. Доставлено на ДОС «Салют-7» 4 322 кг груза.
26а	21.11.85 21.11.85	Союз Т-14	Расстыковка Посадка	Васютин В.В. Волков А.А. Савиных В.П.	Чегет	64с 21ч 52м	64с 21ч 52м 168с 03ч 51м	Завершение ЭО-5. Экспедиция была прервана досрочно из-за болезни Васютина.
	01.03.86	Союз Т-15 11Ф732 №21Л		Савицкая С.Е., Доброквашина Е.И., Иванова Е.А.		-	-	Женская длительная экспедиция. Экипаж расформирован после отказа Савицкой С.Е.
	01.03.86	Союз Т-15 11Ф732 №21Л		Ляхов В.А., Доброквашина Е.И., Иванова Е.А.	Протон	-	-	Полет отменен в связи с официальным решением о прекращении эксплуатации ДОС «Салют-7».
	. .86	Союз Т-16 11Ф732 №22Л		Викторенко А.С., Александров А.П., Салей Е.В.	Витязь	-	-	Экспедиция отменена в связи с официальным решением о прекращении эксплуатации ДОС «Салют-7».

№	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета		Примечание
						КК	экипажа	
28	13.03.86	Союз Т-15 11Ф732 №21Л	Старт	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк			ЭО-1 «Мир» – первая основная экспедиция на ДОС «Мир». Стыковка произведена к переднему осевому узлу ДОС «Мир».
	15.03.86		Стыковка					
	05.05.86		Расстыковка					
	06.05.86		Стыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк			Перелет к ДОС «Салют-7» и стыковка к заднему узлу ДОС. Основная задача – завершение некоторых экспериментов, оборудование для которых было доставлено на ДОС «Салют-7» в грузовом корабле «Космос-1686». Экипаж после выполнения работ демонтировал и погрузил в КК «Союз Т-15» свыше 350 кг оборудования для доставки на ДОС «Мир».
	25.06.86		Расстыковка					
	26.06.86		Стыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк			Перелет к ДОС «Мир». Стыковка к переднему осевому узлу ДОС.
	16.07.86		Расстыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк	125с 00ч 01м	125с 00ч 01м	Завершение ЭО-1 «Мир».
	16.07.86		Посадка					
27а	07.02.91	Космос-1686 ТКС-М	Сход с орбиты			1 958с 18ч 02м	-	Неконтролируемый сход с орбиты и разрушение в плотных слоях атмосферы над Южной Америкой. Расстыковка ТКГ «Космос-1686» и ДОС не производилась.
1а		Салют-7		-	-	3 216с 07ч 59м	-	

6.9. Модули 37К дооснащения ДОС

6.9.1. Модули 37К НПО «Энергия»

В сентябре 1979 года было подписано решение о разработке модулей 37К для расширения функциональных возможностей ДОС второго и третьего поколений. Планировалось создание модулей в нескольких вариантах – технологический, военно-прикладной, биотехнологический, энергетический. Модули должны были создаваться с использованием ПАО КК «Союз».

В конце 1979 года связи с перегруженностью конструкторских подразделений НПО «Энергия» работы по модулям 37К были переданы в КБ «Салют».

6.9.2. Модули 37КС

В начале 1981 года КБ «Салют» представило проект целевых модулей для ДОС, более тяжелых, чем в проекте НПО «Энергия». По новому проекту модули должны были разрабатываться с использованием элементов конструкции корпусов ТКС и ДОС, а для доставки модулей к ДОС предлагалось использовать модифицированный ФГБ 11Ф77 – функционально-грузовой блок из состава ТКС 11Ф72. В ноябре 1981 года приказом Министерства общего машиностроения было утверждено применение модулей 37К для ДОС №5-2 («Салют-7»), №7 и №8. Позднее модули получили общее наименование 37КС в связи с их назначением – использование в составе ДОС 27КС (№7 и №8).

Для доставки модулей было решено на базе ФГБ 11Ф77 разработать функциональный служебный блок ФСБ 11Ф77, который совместно с доставляемым к ДОС модулем 37КС образует транспортный корабль-модуль ТКМ 11Ф77М. Проектная масса модулей 37КС – около 11 т, в том числе масса доставляемого полезного груза – до 3 т. Масса ФСБ – 9,6 т. На орбиту ТКМ выводится ракетой-носителем 8К82К «Протон-К».

Предусматривалась разработка и изготовление одного экспериментального модуля 37КЭ для дооснащения ДОС «Салют-7» и четырех специализированных целевых модулей (ЦМ) для использования с ДОС №7 и №8:

37КЭ (ЦМ-Э) сер. № 37166 – экспериментальный модуль. Конструктивно модуль представляет собой герметичный цилиндрический корпус (лабораторный отсек, ЛО) с необходимым оборудованием и стыковочным узлом на переднем торце. Для стыковки с ДОС модуль оборудован системой «Игла». На заднем торце к ЛО присоединена переходная камера с пассивным стыковочным узлом и системой стыковки «Курс» для приема КК «Союз ТМ» и ТКГ «Прогресс М». Модуль не имеет собственной двигательной установки и системы ориентации.

В состав научного оборудования модуля входят ультрафиолетовый телескоп «Глазар», рентгеновский комплекс и другие приборы. Для обеспечения безрасходного режима ориентации станции на борту модуля были установлены гиродины.

Первоначально модуль 37КЭ планировался к использованию в составе ДОС «Салют-7», но из-за задержек в изготовлении был переориентирован на ДОС «Мир». Переоборудованный в соответствии с новым назначением астрофизический модуль 37КЭ получил название «Квант» и серийный номер 010. «Квант» был выведен на орбиту 31.03.87 года, а 09.04.87 г. был пристыкован к ДОС «Мир», положив начало созданию многомодульного орбитального комплекса.

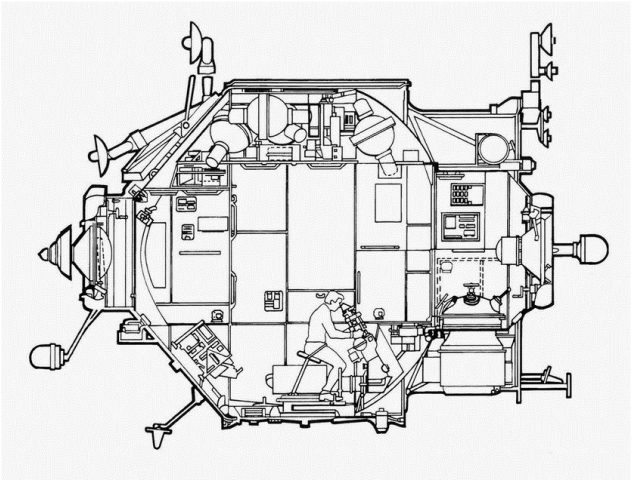


Рис. 1.161. Модуль 37КЭ «Квант»

Диаметр модуля 4,15 м, длина – 5,8 м. Внутренний объем, свободный от оборудования – 40 м^3.

Масса модуля 37КЭ – 13,2 т.

37КД (ЦМ-Д) сер. № 37167 –модуль дооснащения ДОС. Модуль должен был нести часть основного оборудования ДОС, которое не удавалось разместить на базовом блоке по весовым ограничениям. Конструктивно модуль 37КД отличался от 37 КЭ установкой на заднем торце ЛО видоизмененной переходной камеры с трансформируемым шлюзовым отсеком.

37КТ (ЦМ-Т) сер. № 37168 – технологический модуль для проведения исследовательских работ в области космической технологии. К лабораторному отсеку должна была быть присоединена удлиненная переходная камера с технологическим оборудованием.

37КП (ЦМ-П) сер. № 37169 – модуль для исследования природных ресурсов Земли и решения военно-прикладных задач. Вместо переходной камеры с наружной стороны ЛО устанавливалась рама, использовавшаяся в модуле 37КЭ для монтажа научного оборудования. На раму монтировалось специальное оборудование.

37КГ (р) сер. № 37170 – грузовой, он же резервный модуль. Должен был изготавливаться по чертежам 37КЭ.

В 1983 году было принято решение о разработке и изготовлении модулей расширения с неотделяемым блоком доставки – 77КС. Задел по модулям 37КД, 37КТ, 37КП и 37КГ(р) был использован для изготовления модулей этой серии.

Табл. 1.46. Модули 37К

№ п/п	Наименование	Сер. №	Дата запуска	Примечание
	37КЭ	37166	-	Модуль предназначался для расширения ДОС №5-2 «Салют-7». По ряду причин был переоборудован для использования в составе комплекса «Мир» и получил наименование «Квант».
	37КД	37167	-	Модуль предназначался для использования в составе комплекса «Мир».
	37КТ	37168	-	Модуль предназначался для использования в составе комплекса «Мир».
	37КП	37169	-	Модуль предназначался для использования в составе комплекса «Мир».
	37КГ(р)	37170	-	Резервный модуль. Целевое назначение должно было быть определено позднее.
1	37КЭ «Квант»	010	31.03.87	Модуль доставлен к ДОС «Мир» с помощью ФСБ 11Ф77.

6.9.3. Проект «самоходных» модулей НПО «Энергия»

В 1983 году НПО «Энергия» подготовило проект модулей расширения на основе модулей 37КС. Было предложено сделать блоки доставки модулей неотделяемыми, а вместо ФСБ использовать вдвое более легкий отсек доставки на базе агрегатного отсека ДОС 17К. Это позволяло увеличить длину лабораторного отсека модуля и массу устанавливаемого в нем оборудования с 3 т до 5 т. Стыковочный узел на заднем торце модуля сохранялся и мог служить для приема грузовых и транспортных КК.

Практически в это же время КБ «Салют» предложило свой вариант неразделяемых специализированных модулей 77К на основе ФГБ транспортного корабля ТКС 11Ф72, который и был утвержден к использованию в составе ДОС №7 («Мир»). В 1984 году работы по модулям 37КС были прекращены.

6.9.4. Модули 37КБ для МКК «Буран»

В начале 1982 года было принято решение о создании на базе проекта 37К модулей 37КБ для использования в составе МКК «Буран». Разрабатывалось четыре варианта модуля 37КБ: 37КБ, 37КБИ (первый образец – 37КБИЭ), 37КБЭ и 37КБТ. В 1993 году в связи с прекращением работ по программе «Энергия–Буран» все работы по модулям 37КБ были остановлены. Более подробная информация по модулям 37КБ приведена в п. 7.8.4 «Полезный груз для МКК «Буран»».

6.10. Орбитальный комплекс «Мир» 27КС

Орбитальный комплекс в составе базового блока 17КС, пяти модулей расширения (37КЭ «Квант» и четыре модуля серии 77К: «Квант-2», «Кристалл», «Спектр» и «Природа») и транспортных КК «Союз» и «Прогресс» получил обозначение **27КС**. Максимальная достигнутая масса комплекса 27КС «Мир» – 137 т.

6.10.1. Базовый блок 17КС

17КС – базовый блок орбитальной станции третьего поколения «Мир». В конструкцию новой ДОС был заложен опыт, накопленный более чем за 15 лет эксплуатации орбитальных станций «Заря», «Салют» и «Алмаз». Несмотря на то, что базовый блок ДОС по-прежнему представлял собой модифицированный корпус ОПС «Алмаз», как и у ДОС «Заря» и «Салют», станции «Мир» было придано совершенно новое свойство – наращиваемость за счет присоединения дополнительных модулей. Это было достигнуто путем изменения конструкции переходного отсека. В новом виде переходной отсек кроме торцевого стыковочного узла содержал еще четыре боковых узла, расположенных под углами в 90°.

Стыковочные узлы обозначались в соответствии с системой координат ДОС:

- задний стыковочный узел «+X»;
- осевой стыковочный узел переходного отсека «-X»;
- боковые узлы стыковочного отсека «+Y», «-Y», «+Z», «-Z».

Таким образом, ДОС получила возможность присоединять как минимум шесть КА. Некоторые пристыкованные впоследствии модули имели дополнительные стыковочные узлы, в результате общее возможное количество блоков орбитальной станции становилось еще больше.

Длина базового блока 17КС – 13,128 м, максимальный диаметр – 4,15 м. Объем внутренних отсеков 90 м^3, свободный от оборудования – 76 м^3. Масса – 20,9 т. Размах солнечных батарей – 29,73 м, площадь – 76 м^2, генерируемая мощность – 9-10 кВт. Основная двигательная установка состоит из двух ЖРД тягой по 300 кгс.

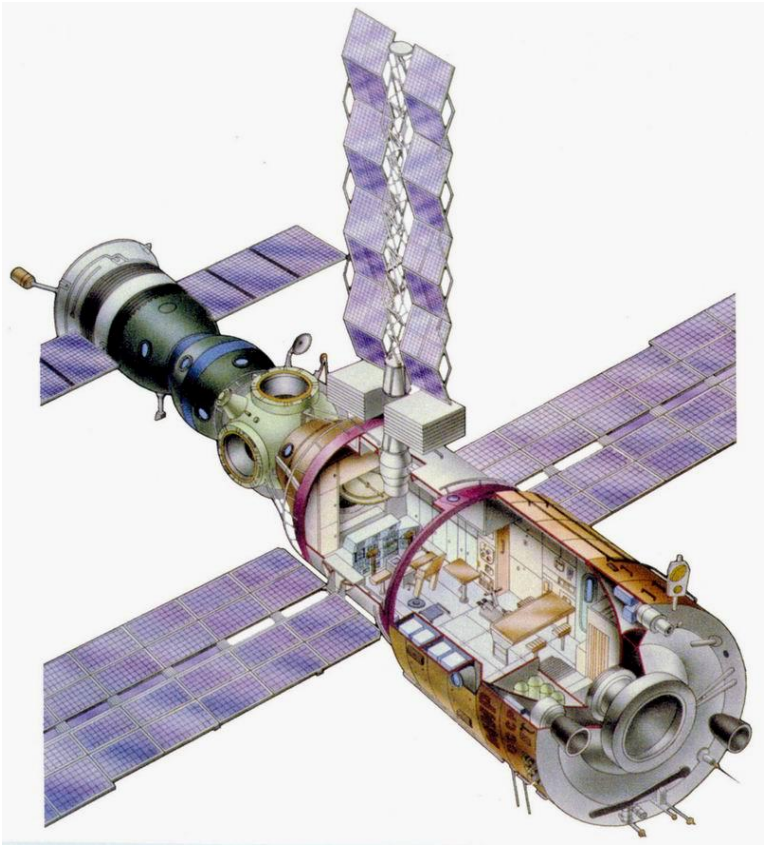


Рис. 1.162. Базовый блок ДОС 17КС «Мир» с КК «Союз Т»

Несмотря на то, что запас топлива в баках базового блока регулярно пополнялся грузовыми кораблями «Прогресс» и «Прогресс М», основным средством коррекции траектории являлись ДУ самих грузовых кораблей. Топливо из баков орбитальной станции (включая модули расширения) расходовалось, в основном, системой ориентации.

6.10.2. «Квант»

Первым модулем, присоединенным к базовому блоку, был астрофизический модуль 37КЭ «Квант».

Модуль «Квант» был доставлен к базовому блоку 05.04.87 г. с помощью ФСБ 11Ф77 (запущен 31.03.87 г.), который после стыковки «Кванта» с базовым блоком отделился, освободив второй стыковочный узел модуля.

Диаметр модуля 4,15 м, длина – 5,8 м. Внутренний объем, свободный от оборудования – 40 м^3. Масса модуля «Квант» – 13,2 т. Для обеспечения безрасходного режима ориентации станции на борту модуля «Квант» были установлены гиродины.

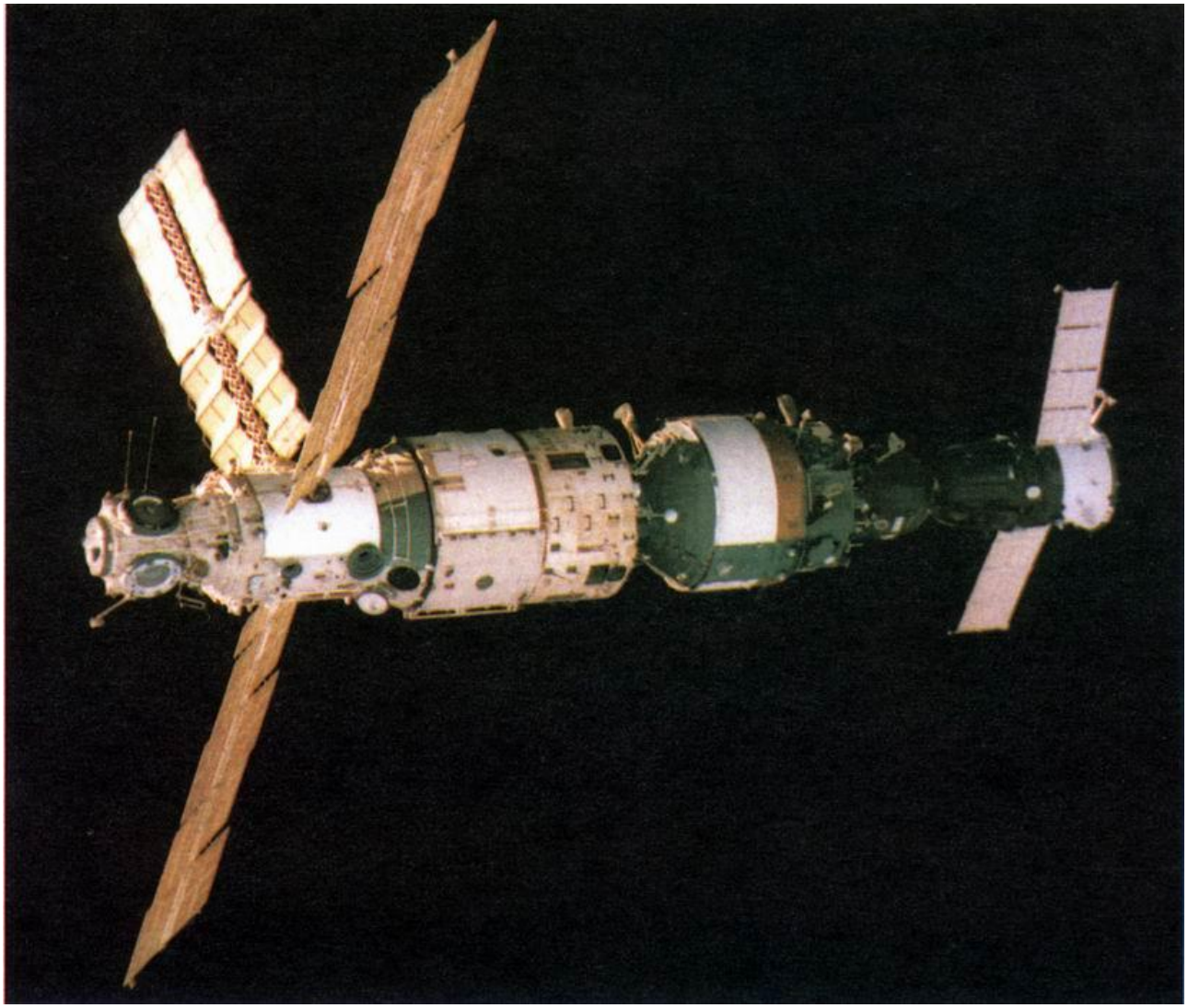


Рис. 1.163. 17КС с пристыкованным модулем «Квант» и КК «Союз Т»

6.10.3. «Квант-2»

Модуль дооснащения ДОС 77КСД «Квант-2» был запущен 26.11.89 г. ракетой-носителем 8К82К «Протон-К». 06.12.89 г. «Квант-2» пристыковался к осевому переднему стыковочному узлу базового блока ДОС «Мир» (узел «-X»), а затем с помощью манипулятора был перемещен на боковой стыковочный узел «+Y».

Модуль был предназначен для доставки оборудования, которое по весовым ограничениям не могло быть установлено на базовом блоке ДОС, в частности, дополнительные гиродины, установленные снаружи на корпусе модуля. Кроме основного отсека, дополнительно установлены приборно-научный и специальный шлюзовой отсеки.

Стартовая масса 19 565 кг. Внутренний объем 59 м^3. Длина 12,4 м, диаметр 4,35 м. Размах солнечных батарей – 27,35 м.

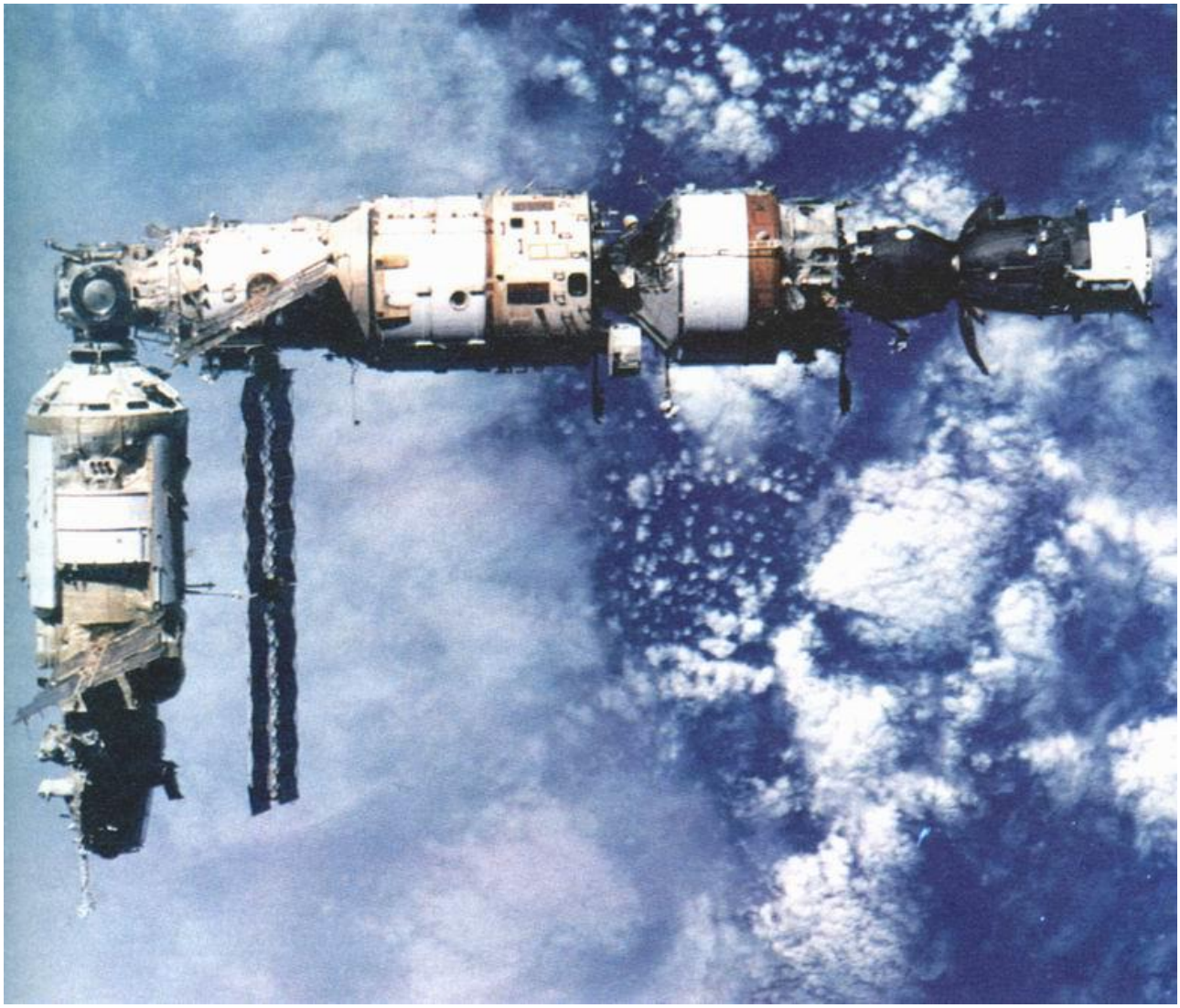


Рис. 1.164. ДОС «Мир» после пристыковки модуля «Квант-2»

6.10.4. «Кристалл»

77КСТ «Кристалл» – стыковочно-технологический модуль. Выведен на орбиту 31.05.90 г. Пристыкован к базовому блоку ДОС «Мир» 10.06.90 г., а конкретно – к боковому узлу «-Y». В процессе эксплуатации орбитального комплекса модуль «Кристалл» по разным причинам пять раз переставлялся на другой стыковочный узел. Окончательно был пристыкован к узлу «-Z».

В качестве дополнительного оборудования модуль был оснащен приборно-стыковочным отсеком с двумя стыковочными узлами андрогинного типа АПАС-89 (осевой и боковой).

Стартовая масса модуля 19 640 кг. Внутренний объем 64 м^3. Длина 12,025 м, диаметр 4,35 м. Размах солнечных батарей – 36 м, площадь – 72 м^2, генерируемая мощность 8,4 кВт.

6.10.5. «Софора»

Для улучшения управляемости ориентацией комплекса и экономии топлива, расходуемого для этого, на грузовом корабле «Прогресс М-8» была доставлена в разобранном виде ферменная конструкция «Софора», а на корабле «Прогресс М-14» – выносная двигательная установка (ВДУ-1). Экипаж основной экспедиции ЭО-9 – Арцебарский и Крикалёв, – за несколько выходов из ДОС смонтировал ферму «Софора», а экипаж экспедиции ЭО-12 (Соловьёв и Авдеев) смонтировал и подключил ВДУ-1. В дальнейшем ВДУ-1 после исчерпания ресурса была заменена на ВДУ-2 (ТКГ «Прогресс М-38», ЭО-25: Мусабаев, Бударин), а кроме фермы «Софора» было установлено еще несколько ферменных конструкций для различных целей.

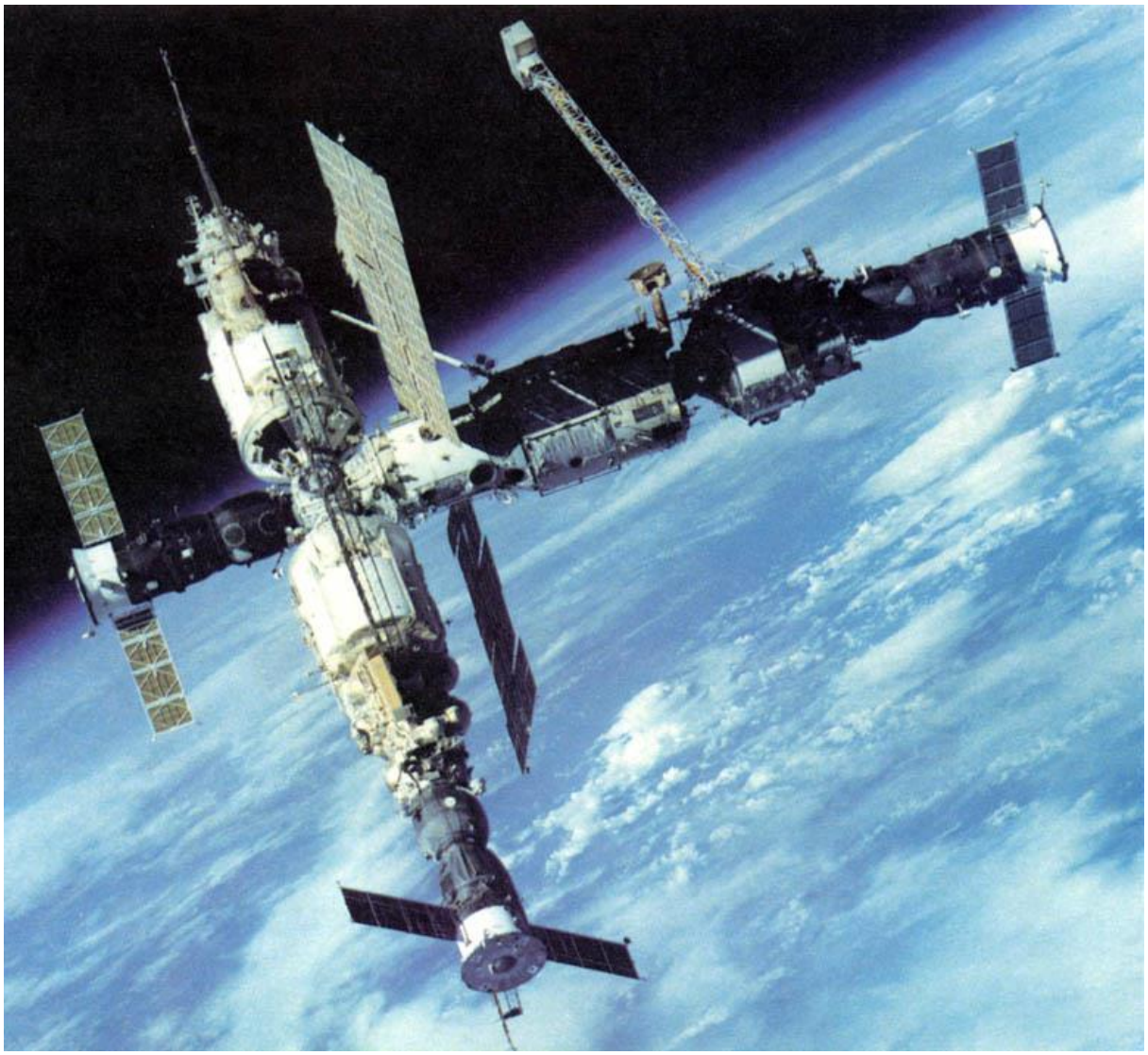


Рис. 1.165. ДОС «Мир» после пристыковки модуля «Кристалл» и монтажа фермы «Софора».

6.10.6. «Спектр»

Оптический модуль 77КСО «Спектр» выведен на орбиту 20.05.95 г. и пристыкован к ДОС «Мир» 01.06.95 г. Штатное место модуля в составе комплеса «Мир» – узел «-Y». В своем составе модуль имел дополнительный приборно-грузовой отсек.

Стартовая масса модуля 18 807 кг. Внутренний объем 62 м^3. Длина 14,4 м, диаметр 4,35 м. На корпусе модуля размещены две пары солнечных батарей: большие и малые. Размах больших солнечных батарей – 28,2 м, малых – 23,9 м.

25.06.97 г. ТКГ «Прогресс М-34» при дистанционном управлении с ДОС столкнулся с модулем «Спектр», разрушил одну из солнечных батарей и пробил корпус модуля, что привело к потере герметичности и начавшейся утечке воздуха. Экипаж ДОС – Василий Циблиев, Александр Лазуткин и Майкл Фоул, – оперативно закрыл люк, ведущий из стыковочного отсека в модуль «Спектр», сохранив работоспособность станции в целом.

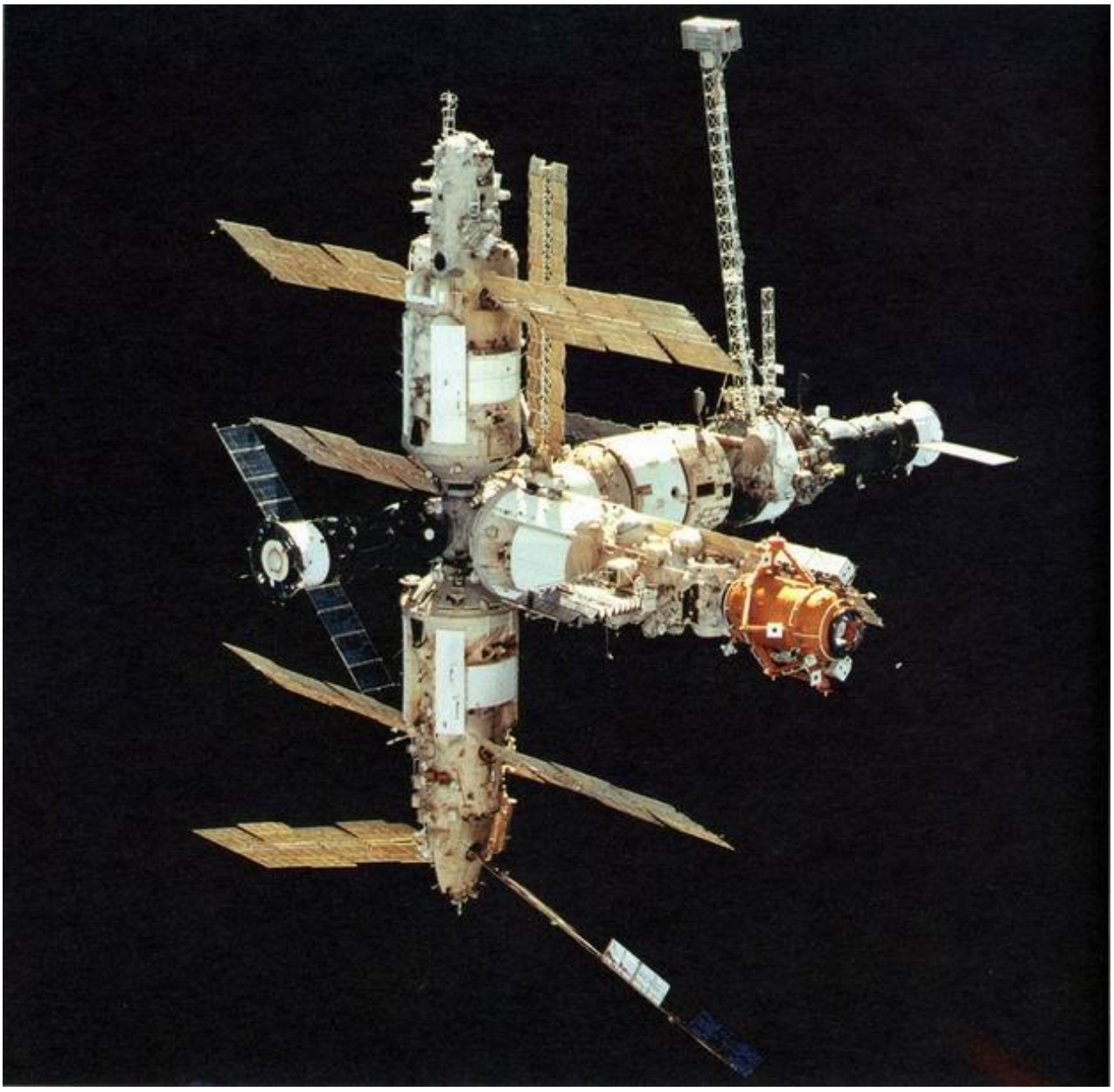


Рис. 1.166. ДОС « Мир» после пристыковки модуля «Спектр» и стыковочного отсека 316ГК

6.10.7. 316ГК

В 1993 году между Росавиакосмосом и NASA началось обсуждение программы «Мир–NASA», по которой предусматривались полеты американских МКК Space Shuttle к ДОС «Мир». В процессе обсуждения выявилась опасность соударения МКК с солнечными батареями ДОС. Первоначальным решением было перестыковывать модуль «Кристалл» на центральный стыковочный узел «-Х». В этом случае МКК Space Shuttle пристыковывался к торцевому стыковочному узлу «Кристалла», избегая опасности столкнуться с элементами конструкции ДОС.

Однако, это решение было неудобно тем, что «Кристалл» не мог постоянно занимать осевой стыковочный узел, так как это приводило к проведению его регулярных перестыковок. Во избежание многочисленных перестыковок специалистами НПО «Энергия» было предложено другое решение – установить переходной стыковочный отсек (СО), получивший название 316ГК. СО как бы «удлинял» модуль «Кристалл», выдвигая стыковочный узел для МКК Space Shuttle за пределы опасной зоны.

Диаметр СО 316ГК – 2,2 м, длина – 5,1 м. Внутренний объем 14,6 м^3, масса стыковочного отсека – 4 087 кг. На внешней поверхности СО при выведении на орбиту были закреплены в сложенном состоянии две солнечные батареи, смонтированные в дальнейшем на модуле «Квант». СО 316ГК был разработан и изготовлен в НПО «Энергия».

СО 316ГК был выведен на орбиту 12.11.95 г. на борту МКК Space Shuttle «Atlantis» (STS-74, второй полет американского МКК к ДОС «Мир»). Стыковочный отсек был пристыкован к осевому узлу модуля «Кристалл» 15.11.95 г. Все последующие стыковки МКК Space Shuttle к ДОС «Мир» производились к стыковочному отсеку 316ГК.

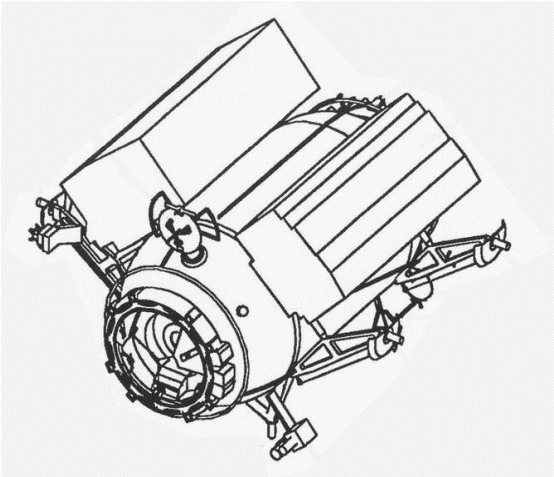


Рис. 1.167. Стыковочный отсек 316ГК

Рис. 1.168. ДОС «Мир» и МКК Space Shuttle «Atlantis», пристыкованный к модулю «Кристалл»

6.10.8. «ПРИРОДА»

77КСИ «Природа» – исследовательский модуль, имеет дополнительный приборно-грузовой отсек. Стартовая масса 19 340 кг. Внутренний объем 65 м^3. Длина 11,55 м, диаметр 4,35 м.

Модуль «Природа» – последний из модулей 77К, разработанных для ДОС «Мир». Модуль выведен на орбиту 23.04.96 г. Через три дня, 26.04.96 г., модуль «Природа» занял свое место в ДОС «Мир», пристыковавшись к узлу «+Z» и завершив тем самым сборку комплекса 27КС.

В таком виде ДОС «Мир» просуществовала на орбите до конца своей работы – до 23.03.2001 года.

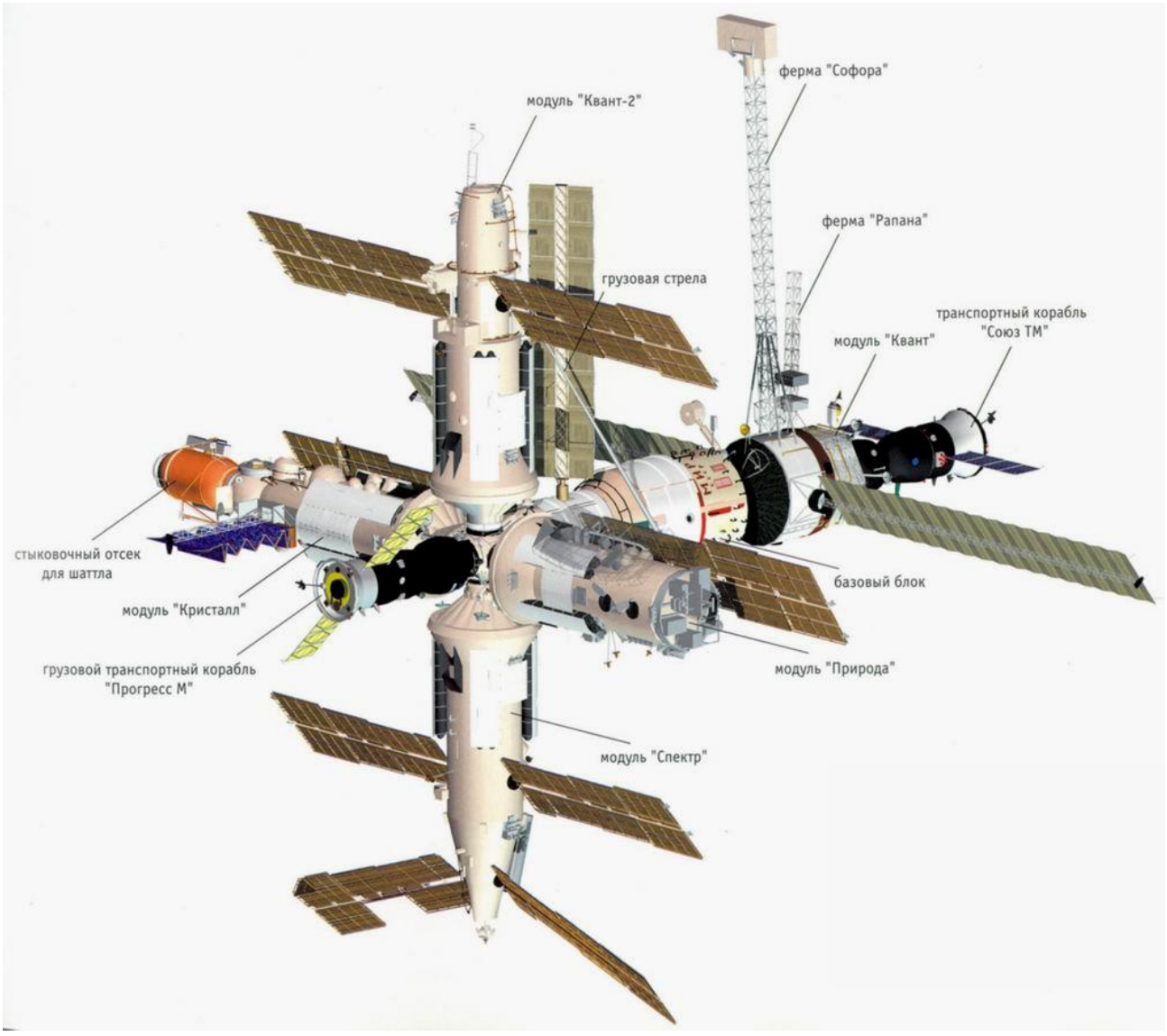


Рис. 1.169. Орбитальный комплекс «Мир» 27КС в полной комплектации

6.10.9. «МИР» – 15 ЛЕТ НА ОРБИТЕ

Станция «Мир» втрое превысила проектный срок пребывания на орбите – 15 лет вместо заявленных первоначально трех лет для отдельных модулей и пяти лет для всей ДОС.

За период функционирования комплекса «Мир» были осуществлены стыковки 100 советских/российских КА и трех американских МКК Space Shuttle , а именно:

– 5 модулей расширения ДОС;
– 1 КК «Союз Т»;
– 30 КК «Союз ТМ» (из них 1 беспилотный);
– 18 ТКГ «Прогресс»;
– 43 ТКГ «Прогресс М»;
– 3 ТКГ «Прогресс М1»;
– Space Shuttle «Atlantis» – 7 раз;
– Space Shuttle «Discovery» – 1 раз;
– Space Shuttle «Endeavour» – 1 раз.

Многие КА совершали перестыковки для обеспечения возможности стыковки других КА, а также для получения оптимальной конфигурации комплекса. Из модулей ДОС больше всего досталось «Кристаллу» – он был перестыкован пять раз. По одному разу выполнили перестыковку модули «Квант-2», «Спектр» и «Природа». Четыре ТКГ «Прогресс М» стыковались с комплексом «Мир» дважды, также два раза стыковался к «Миру» КК «Союз Т-15» – второй раз после возвращения от ДОС «Салют-7». Корабли «Союз ТМ» выполняли перестыковку 20 раз, причем один КК – три раза, один КК – два раза, и 15 КК – по одному разу. Итого общее количество стыковок, выполненных в процессе полета ДОС «Мир» – 142.

Всего на ДОС «Мир» работало 28 основных экспедиций и 16 экспедиций посещения. На станции «Мир» побывало 104 человека, в том числе 42 космонавта СССР и России, 44 астронавта США, пять человек – граждане Франции, четыре космонавта Германии, и по одному гражданину Австрии, Афганистана, Болгарии, Великобритании, Казахстана, Канады, Сирии, Словакии и Японии.

Пять полетов на ДОС «Мир» совершил Анатолий Соловьёв, четыре полета – Александр Викторенко, по три полета – Сергей Авдеев, Виктор Афанасьев, Александр Калери и американец Чарльз Прекурт. Еще 18 космонавтов побывали на станции «Мир» дважды, в том числе космонавты США Б.Данбар, Т.Уилкатт и В.Лоренс.

На станции «Мир» было осуществлено непрерывное пребывание экипажей в течение шести с половиной лет, в том числе в течение более чем двух лет – пребывание американских космонавтов.

Установлены абсолютные рекорды: длительности космического полета – 437 суток 17 часов 38 минут (Валерий Поляков, с 08.01.94 г. по 20.03.95 г.), длительности космического полета для женщин – 188 суток 04 часа 00 минут (Шеннон Люсид), суммарной продолжительности пребывания в космосе – 747 суток 14 часов 12 минут (Сергей Авдеев, за три полета).

За 15 лет эксплуатации ДОС «Мир» неминуемо должны были возникнуть и возникали аварийные ситуации.

Так, 30.08.94 г. ТКГ «Прогресс М-24» в процессе расстыковки столкнулся с модулем «Квант». К счастью, столкновение произошло на малой относительной скорости и не имело серьезных последствий.

25.06.97 г. из-за недоработанности программы дистанционного управления грузовым кораблем экипаж в составе Циблиева В.В. и Лазуткина А.И. не справился с телеуправлением ТКГ «Прогресс М-34», в результате чего ТКГ столкнулся с модулем «Спектр». Столкновение привело к разгерметизации модуля. Экипаж в аварийном порядке произвел разъединение всех кабелей, которые были проложены через стыковочный люк, ведущий в модуль, и, закрыв люк, сохранил герметичность остальных отсеков ДОС. Однако, разъединение кабелей привело к невозможности получать электроэнергию с солнечных батарей аварийного модуля, что в дальнейшем вызвало проблемы с электроснабжением.

Дважды – весной 1994 года и в феврале 1997 года на станции вспыхивали пожары, к счастью, быстро ликвидированные экипажами. Из-за сбоев в работе оборудования ДОС «Мир» неоднократно теряла ориентацию. Система вентиляции не справлялась с очисткой воздуха. Несмотря на постоянное наращивание солнечных батарей (за счет доставки новых панелей и их монтажа при выходах экипажа в открытый космос), наблюдалась нехватка электроэнергии.

Вопрос о завершении эксплуатации комплекса «Мир» ставился уже в 1999 году, когда Совет Главных конструкторов рекомендовал выполнить затопление станции. Генеральный конструктор РКК «Энергия»» Ю.П.Семенов, тем не менее, настаивал на продолжении эксплуатации ДОС «Мир». Для продолжения полета комплекса необходимо было планировать определенные заказы, в первую очередь на РН и на КК, в том числе и транспортные «Прогрессы». Необходимы были средства для работы Центра управления и станций слежения, для подготовки экипажей и заказов необходимого снаряжения и оборудования. Необходимы были определенные мероприятия для возможности продления ресурса систем ДОС. Все это требовало значительных денежных средств.

Вопрос о финансировании продолжения полета комплекса «Мир» был внесен на обсуждение в Государственную Думу РФ еще в 1998 году. Постановлением Правительства РФ в январе 1999 года было принято решение о продлении работы станции «Мир». В сентябре 1999 года завершила работу 27-я основная экспедиция на ДОС «Мир», прервав многолетнюю непрерывную вахту пилотируемого комплекса «Мир» на околоземной орбите. В 2000 году состоялась еще одна, последняя экспедиция на ДОС «Мир». Предложения о дальнейшем финансировании не встретили должной поддержки. Не удалось найти необходимых средств и у частного капитала и меценатов.

Как бы то ни было, изношенность и неизбежное моральное устаревание оборудования ДОС «Мир» и необходимость развертывать работы по МКС привели к неизбежному финалу – завершению многолетней работы ДОС «Мир».

Рис. 1.170. Разрушение ДОС «Мир» в плотных слоях атмосферы 23 марта 2001 года

Специалистами РКК «Энергия» в 2000 году изучался вопрос о возможности разборки ДОС на отдельные модули и возвращения этих модулей на Землю с помощью МТКК «Space Shuttle». Такая задача подразумевала большой объем подготовительных работ как в космосе – удаление солнечных батарей, расстыковка всех магистралей и кабелей, соединивших модули за годы эксплуатации, – так и на Земле – необходимо было разработать и изготовить специальные ложементы и такелажные узлы для фиксации модулей в грузовом отсеке «Space Shuttle». По подсчетам получалось, что необходимо выполнить семь целевых полетов МТКК «Space Shuttle». Целесообразность такого объема затрат вызывала законные сомнения, поэтому было принято закономерное решение: выполнить контролируемое сведение комплекса «Мир» с орбиты с падением в заранее выбранном, свободном от судоходства, районе Тихого океана.

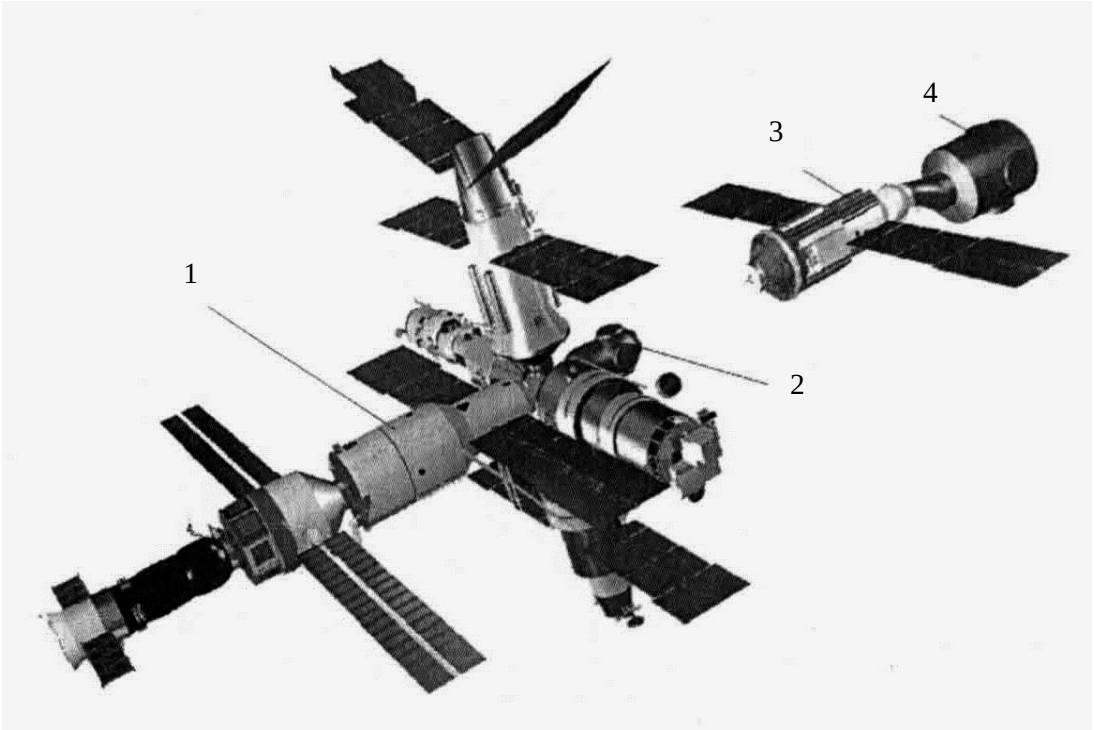
23.03.2001 года легендарная станция «Мир» прекратила свое существование.

6.10.10. Проект «Мир-МКС»

Сборка МКС должна была начаться стыковкой российского модуля ФГБ «Заря» с американским узловым модулем Node-1 «Unity». Для начала пилотируемой эксплуатации МКС следующим должен был быть доставлен российский Служебный модуль «Звезда». Так как изготовление Служебного модуля затягивалось, Генеральный конструктор РКК «Энергия» Ю. Семенов внес в ноябре 1995 года в качестве временной альтернативы Служебному модулю использовать ДОС «Мир».

Идея заключалась в стыковке связки «ФГБ+Node-1» со станцией «Мир» через специально разработанный стыковочный отсек. В этом случае эксплуатация МКС могла бы начаться сразу после создания комплекса «Мир-МКС», что позволило бы сократить сроки строительства МКС в полном объеме и давало возможность использовать научную аппаратуру, находящуюся в модулях ДОС «Мир» – около 10 т, в т.ч. 2,5 т аппаратуры США.

США после рассмотрения не согласились с таким предложением, т.к. в этом случае ведущая роль на МКС принадлежала бы России, что противоречило целям США в проекте МКС.



1 – ДОС «Мир»
2 – Стыковочный отсек
3 – ФГБ
4 – Node-1

Рис. 1.171. Проект «Мир-МКС»

6.10.11. Хроника орбитального комплекса «Мир»

Табл. 1.47. Этапы сборки комплекса «Мир»

№	Наименование	Дата запуска	Дата стыковки	Длительность полета	Примечание
1	17КС «Мир»	20.02.86	-	5 510с 08ч 32м (15лет 01мес 03с 08ч 32м)	Базовый блок ДОС №7
2	Квант	31.03.87	05.04.87	5 106с	Первый модуль расширения 37КЭ. Доставлен к ДОС с помощью функционального служебного модуля ФСМ, который после стыковки был отделен и сведен с орбиты. Стыковка произведена с третьей попытки из-за сбоев в системе сближения. При стыковке в зазор между стыковочными узлами попал пакет с отходами, выброшенный со станции ранее. Для его удаления и жесткого стягивания КА потребовался выход экипажа из станции. После стыковки модуля «Квант» с базовым блоком ДОС, ФСМ отделен и сведен с орбиты ИСЗ.
3	Квант-2	26.11.89	06.12.89	4 135с	Модуль дооснащения ДОС «Квант-2». Был пристыковался к переднему стыковочному узлу базового блока, затем с помощью манипулятора был перемещен на боковой узел.
4	Кристалл	31.05.90	10.06.90	3 949с	Специализированный модуль «Кристалл» был пристыкован к переднему стыковочному узлу базового блока, а затем перемещен на боковой узел, диаметрально противоположный модулю «Квант-2». 27.05.95 г. модуль повторно был перемещен на осевой стыковочный узел для возможности стыковки с МКК Space Shuttle, а затем возвращен в боковое положение.
5	Спектр	20.05.95	01.06.95	2 134с	Специализированный модуль. Был пристыковался к переднему стыковочному узлу базового блока, а затем перемещен на боковой узел
6	316ГК	12.11.95	15.11.95	1 958с	Стыковочный отсек. Доставлен в МКК Space Shuttle «Atlantis», полет STS-74. Пристыкован к стыковочному узлу модуля «Кристалл» с помощью манипулятора МКК Space Shuttle.
7	Природа	23.04.96	26.04.96	1 795с	Специализированный модуль. Был пристыковался к переднему стыковочному узлу базового блока, затем был перемещен на боковой узел.

Табл. 1.48. Полеты КК к комплексу «Мир»

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
1	20.02.86	17КС №12701	Старт	-	-		Базовый блок ДОС №7
2	13.03.86	Союз Т-15 11Ф732 №21Л	Старт	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк		ЭО-1. КК пристыкован к ПхО ББ.
	15.03.86		Стыковка				
3	19.03.86	Прогресс-25 11Ф615А15 №134	Старт	-	-		Грузовой КК.
	21.03.86		Стыковка				
	20.04.86		Расстыковка			32с 14ч 40м	
	21.04.86		Затопление				
4	23.04.86	Прогресс-26 11Ф615А15 №136	Старт	-	-		Грузовой КК.
	27.04.86		Стыковка				
3a[1]	05.05.86	Союз Т-15	Расстыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк		Перелет от ДОС «Мир» к ДОС «Салют-7».
	06.05.86		Стыковка с ДОС «Салют-7»				
5	21.05.86	Союз ТМ 11Ф732 №51Л	Старт	-	-		Беспилотные испытания КК 7К-СТМ.
	23.05.86		Стыковка				
4a	22.06.86	Прогресс-26	Расстыковка	-	-	60с 20ч 01м	
	23.06.86		Затопление				
3b	25.06.86	Союз Т-15	Расстыковка с ДОС «Салют-7»	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк		Перелет от ДОС «Салют-7» к ДОС «Мир».
	26.06.86		Стыковка				
5a	29.05.86	Союз ТМ	Расстыковка	-		8с 20ч 45м	
	30.05.86		Посадка				
3c	16.07.86	Союз Т-15	Расстыковка	Кизим Л.Д. Соловьёв В.А.	Маяк	125с 00ч 01м	Завершение ЭО-1.
	16.07.86		Посадка				
6	16.01.87	Прогресс-27 11Ф615А15 №135	Старт	-	-		Грузовой КК.
	18.01.87		Стыковка				
7	05.02.87	Союз ТМ-2 11Ф732 №52Л	Старт	Романенко Ю.В. Лавейкин А.И.	Таймыр		ЭО-2. КК пристыкован к ПхО ББ.
	06.02.87		Стыковка				
6a	23.02.87	Прогресс-27	Расстыковка	-	-	40с 09ч 59м	
	25.02.87		Затопление				

[1] Индексы «a», «b» и т.д., добавленные к номеру, обозначают продолжение динамических операций с объектом, имеющим данный порядковый номер.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
8	03.03.87 05.03.87 26.03.87 28.03.87	Прогресс-28 11Ф615А15 №137	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-	-	24с 16ч 34м	Грузовой КК.
9	31.03.87 05.04.87	Квант + ФСМ 37КЭ №010 + 11Ф77М №16601	Старт Стыковка	-	-		Первый модуль расширения 37КЭ «Квант». Стыковка произведена к узлу «+X» с третьей попытки из-за сбоев в системе сближения. При стыковке в зазор между стыковочными узлами попал пакет с отходами, выброшенный со станции ранее. Для его удаления и жесткого стягивания КА потребовался выход экипажа из станции.
9а	12.04.87 12.04.87	ФСМ 11Ф77М №16601	Расстыковка Затопление	-	-		После стыковки модуля «Квант» с базовым блоком ДОС ФСМ отделен и сведен с орбиты ИСЗ.
10	21.04.87 23.04.87 11.05.87 11.05.87	Прогресс-29 11Ф615А15 №127	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-		19с 17ч 13м	Грузовой КК.
11	19.05.87 21.05.87 19.07.87 19.07.87	Прогресс-30 11Ф615А15 №128	Старт Стыковка Расстыковка Затопление	-		61с 01ч 40м	Грузовой КК.
12	22.07.87 24.07.87	Союз ТМ-3 11Ф732 №53Л	Старт Стыковка	Викторенко А.С. Александров А.П. Фарис М. (*Сирия*)[1]	Витязь		ЭП-1.
7а	30.07.87 30.07.87	Союз ТМ-2	Расстыковка Посадка	Викторенко А.С. Лавейкин А.И. Фарис М.	Витязь	7с 23ч 05м 174с 03ч 26м 7с 23ч 05м	Александров сменил на борту ДОС Лавейкина, который по медицинским показаниям был возвращен на Землю.
12а	30.07.87 30.07.87	Союз ТМ-3	Расстыковка Стыковка	Романенко Ю.В. Александров А.П.			Перестыковка КК «Союз ТМ-3» на передний стыковочный узел.

[1] Здесь и далее для российских КК указана национальная принадлежность членов экипажа, не являющихся гражданами России, а для американских КК – национальная принадлежность членов экипажа, не являющихся гражданами США.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
13	03.08.87	Прогресс-31 11Ф615А15 №138	Старт	-	-	50с 04ч 17м	Грузовой КК.
	06.08.87		Стыковка				
	22.09.87		Расстыковка				
	23.09.87		Затопление				
14	24.09.87	Прогресс-32 11Ф615А15 №139	Старт	-	-		Грузовой КК.
	26.09.87		Стыковка				
12b	10.11.87	Союз ТМ-3	Расстыковка	Романенко Ю.В. Александров А.П.	Таймыр		Перестыковка КК «Союз ТМ-3» на боковой стыковочный узел.
	10.11.87		Стыковка				
14a	17.11.87	Прогресс-32	Расстыковка	-	-	56с 01ч 14м	
	19.11.87		Затопление				
15	21.11.87	Прогресс-33 11Ф615А15 №140	Старт	-	-	28с 13ч 50м	Грузовой КК.
	23.11.87		Стыковка				
	19.12.87		Расстыковка				
	19.12.87		Затопление				
16	21.12.87	Союз ТМ-4 11Ф732 №54Л	Старт	Титов В.Г. Манаров М.Х. Левченко А.С.	Океан		ЭО-3. КК пристыкован к модулю «Квант».
	23.12.87		Стыковка				
12c	29.12.87	Союз ТМ-3	Расстыковка	Романенко Ю.В.	Таймыр	326с 11ч 37м	Завершение ЭО-2.
				Александров А.П.		160с 07ч 16м	
	29.12.87		Посадка	Левченко А.С.		7с 21ч 58м	
16a	30.12.87	Союз ТМ-4	Расстыковка	Титов В.Г. Манаров М.Х.	Океан		Перестыковка КК «Союз ТМ-4» на ПхО ББ.
	30.12.87		Стыковка				
17	21.01.88	Прогресс-34 11Ф615А15 №142	Старт	-	-	43с 08ч 38м	Грузовой КК.
	23.01.88		Стыковка				
	04.03.88		Расстыковка				
	04.03.88		Затопление				
18	24.03.88	Прогресс-35 11Ф615А15 №143	Старт	-	-	42с 09ч 51м	Грузовой КК.
	26.03.88		Стыковка				
	05.05.88		Расстыковка				
	05.05.88		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
19	13.05.88	Прогресс-36 11Ф615А15 №144	Старт	-	-	23с 20ч 48м	Грузовой КК.
	15.05.88		Стыковка				
	05.06.88		Расстыковка				
	06.06.88		Затопление				
20	07.06.88	Союз ТМ-5 11Ф732 №55Л	Старт	Соловьёв А.Я. Савиных В.П. Александров А. (*Болгария*)	Родник		ЭП-2. КК пристыкован к модулю «Квант». Замена КК для экипажа ЭО-2.
	09.06.88		Стыковка				
16b	18.06.88	Союз ТМ-4	Расстыковка			9с 20ч 09м	
	18.06.88		Посадка				
20a	18.06.88	Союз ТМ-5	Расстыковка	Титов В.Г. Манаров М.Х.	Океан		Перестыковка КК «Союз ТМ-5» на ПхО ББ.
	18.06.88		Стыковка				
21	19.07.88	Прогресс-37 11Ф615А15 №145	Старт	-	-	24с 16ч 33м	Грузовой КК.
	21.07.88		Стыковка				
	12.08.88		Расстыковка				
	12.08.88		Затопление				
22	29.08.88	Союз ТМ-6 11Ф732 №56Л	Старт	Ляхов В.А. Поляков В.В. Моманд А.А. (*Афганистан*)	Протон		ЭП-3. КК пристыкован к модулю «Квант».
	31.08.88		Стыковка				
20b	07.09.88	Союз ТМ-5	Расстыковка	Ляхов В.А. Моманд А.А.	Протон	8с 20ч 26м	Поляков В.В. остался в составе экипажа ЭО-3.
	07.09.88		Посадка				
22a	08.09.88	Союз ТМ-6	Расстыковка	Титов В.Г. Манаров М.Х. Поляков В.В.	Океан		Перестыковка КК «Союз ТМ-6» на ПхО ББ.
	08.09.88		Стыковка				
23	10.09.88	Прогресс-38 11Ф615А15 №146	Старт	-	-	74с 19ч 33м	Грузовой КК.
	12.09.88		Стыковка				
	23.11.88		Расстыковка				
	23.11.88		Затопление				
24	26.11.88	Союз ТМ-7 11Ф732 №57Л	Старт	Волков А.А. Крикалёв С.К. Кретьен Ж.-Л. (*Франция*)	Донбасс		ЭО-4. КК пристыкован к модулю «Квант».
	28.11.88		Стыковка				
22b	21.12.88	Союз ТМ-6	Расстыковка	Титов В.Г. Манаров М.Х.	Океан	365с 22ч 39м	Завершение ЭО-3. Поляков В.В. остался в составе экипажа ЭО-4.
	21.12.88		Посадка	Кретьен Ж.-Л.		24с 18ч 07м	

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
24a	22.12.88	Союз ТМ-7	Расстыковка	Волков А.А. Крикалёв С.К. Поляков В.В.	Донбасс		Перестыковка КК «Союз ТМ-7» на ПхО ББ.
	22.12.88		Стыковка				
25	25.12.88	Прогресс-39 11Ф615А15 №147	Старт	-	-	44с 09ч 37м	Грузовой КК.
	27.12.88		Стыковка				
	07.02.89		Расстыковка				
	07.02.89		Затопление				
26	10.02.89	Прогресс-40 11Ф615А15 №148	Старт	-	-	22с 17ч 05м	Грузовой КК.
	12.02.89		Стыковка				
	03.03.89		Расстыковка				
	05.03.89		Затопление				
27	16.03.89	Прогресс-41 11Ф615А15 №149	Старт	-	-	39с 17ч 18м	Грузовой КК.
	18.03.89		Стыковка				
	21.04.89		Расстыковка				
	25.04.89		Затопление				
24b	27.04.89	Союз ТМ-7	Расстыковка	Волков А.А. Крикалёв С.К.	Донбасс	151с 11ч 08м	Завершение ЭО-4.
	27.04.89		Посадка	Поляков В.В.		240с 22ч 35м	
28	23.08.89	Прогресс М 11Ф615А55 №201	Старт	-	-		Первый полет грузового КА новой модификации. «Прогресс М» пристыковался к переднему стыковочному узлу.
	25.08.89		Стыковка				
29	05.09.89	Союз ТМ-8 11Ф732 №58Л	Старт	Викторенко А.С. Серебров А.А.	Витязь		ЭО-5. КК пристыкован к модулю «Квант».
	07.09.89		Стыковка				
28a	01.12.89	Прогресс М	Расстыковка	-	-	100с 08ч 11м	
	01.12.89		Затопление				
30	26.11.89	Квант-2 77КСД №17101	Старт	-	-		Модуль дооснащения ДОС «Квант-2» пристыкован к переднему стыковочному узлу базового блока («-X»).
	06.12.89		Стыковка				
	08.12.89		Перестыковка				Модуль «Квант-2» с помощью специального манипулятора был перемещен на боковой узел «+Y».
29a	12.12.89	Союз ТМ-8	Расстыковка	Викторенко А.С. Серебров А.А.	Витязь		Перестыковка КК «Союз ТМ-8» на ПхО ББ.
	12.12.89		Стыковка				
31	20.12.89	Прогресс М-2 11Ф615А55 №202	Старт		-	51с 04ч 25м	Грузовой КК.
	22.12.89		Стыковка				
	09.02.90		Расстыковка				
	09.02.90		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
32	11.02.90	Союз ТМ-9 11Ф732 №60Л	Старт	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Родник		ЭО-6. КК пристыкован к модулю «Квант».
	13.02.90		Стыковка				
29b	19.02.90	Союз ТМ-8	Расстыковка	Викторенко А.С. Серебров А.А.	Витязь	166с 06ч 58м	Завершение ЭО-5.
	19.02.90		Посадка				
32a	21.02.90	Союз ТМ-9	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Родник		Перестыковка КК «Союз ТМ-9» на ПхО ББ.
	21.02.90		Стыковка				
33	01.03.90	Прогресс М-3 11Ф615А55 №203	Старт	-	-	58с 01ч 41м	Грузовой КК.
	03.03.90		Стыковка				
	27.04.90		Расстыковка				
	28.04.90		Затопление				
34	05.05.90	Прогресс-42 11Ф615А15 №150	Старт	-	-	21с 15ч 43м	Грузовой КК.
	08.05.90		Стыковка				
	27.05.90		Расстыковка				
	27.05.90		Затопление				
32b	28.05.90	Союз ТМ-9	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Родник		Перестыковка КК «Союз ТМ-9» на модуль «Квант».
	28.05.90		Стыковка				
35	31.05.90	Кристалл 77КСТ №17201	Старт	-	-		Специализированный модуль «Кристалл» был пристыкован к переднему стыковочному узлу базового блока.
	10.06.90		Стыковка				
	11.06.90		Перестыковка				Модуль был перемещен на боковой узел, диаметрально противоположный модулю «Квант-2» («-Y»).
32c	03.07.90	Союз ТМ-9	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Родник		Перестыковка КК «Союз ТМ-9» на ПхО ББ.
	03.07.90		Стыковка				
36	01.08.90	Союз ТМ-10 11Ф732 №59Л	Старт	Манаков Г.М. Стрекалов Г.М.	Вулкан		ЭО-7. КК пристыкован к модулю «Квант».
	03.08.90		Стыковка				
32c	09.08.90	Союз ТМ-9	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Баландин А.Н.	Родник	179с 01ч 18м	Завершение ЭО-6.
	09.08.90		Посадка				
37	15.08.90	Прогресс М-4 11Ф615А55 №204	Старт	-	-	36с 07ч 42м	Грузовой КК.
	17.08.90		Стыковка				
	17.09.90		Расстыковка				
	20.09.90		Затопление				
38	27.09.90	Прогресс М-5 11Ф615А55 №206	Старт	-	-	60с 00ч 26м	Грузовой КК. Перед затоплением отделена капсула ВБК «Радуга».
	29.09.90		Стыковка				
	28.11.90		Расстыковка				
	28.11.90		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
39	02.12.90	Союз ТМ-11 11Ф732 №61Л	Старт	Афанасьев В.М. Манаров М.Х. Акияма Т. (*Япония*)	Дербент		ЭО-8. КК пристыкован к ПхО ББ.
	04.12.90		Стыковка				
36a	10.12.90	Союз ТМ-10	Расстыковка	Манаков Г.М. Стрекалов Г.М.	Вулкан	130с 20ч 36м	Завершение ЭО-7.
	10.12.90		Посадка	Акияма Т.		7с 21ч 55м	
40	14.01.91	Прогресс М-6 11Ф615А55 №205	Старт	-	-	60с 03ч 16м	Грузовой КК.
	16.01.91		Стыковка				
	15.03.91		Расстыковка				
	15.03.91		Затопление				
41	19.03.91	Прогресс М-7 11Ф615А55 №208	Старт	-	-		Грузовой КК.
	21.03.91		Попытка стыковки				Запланированная стыковка к модулю «Квант» 21.03.91 г. и вторая попытка стыковки 23.03.91 г. не выполнены из-за поломки антенны системы сближения на модуле.
	23.03.91		Попытка стыковки				
39a	26.03.91	Союз ТМ-11	Расстыковка	Афанасьев В.М. Манаров М.Х.	Дербент		Перестыковка КК «Союз ТМ-11» на модуль «Квант».
	26.03.91		Стыковка				
41a	28.03.91	Прогресс М-7	Стыковка	-	-	49с 04ч 15м	Стыковка произведена к ПхО ББ. Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга». Капсула не найдена.
	07.05.91		Расстыковка				
	07.05.91		Затопление				
42	18.05.91	Союз ТМ-12 11Ф732 №62Л	Старт	Арцебарский А.П. Крикалёв С.К. Шарман Х. (*Великобритания*)	Озон		ЭО-9. КК пристыкован к ПхО ББ.
	20.05.91		Стыковка				
39b	26.05.91	Союз ТМ-11	Расстыковка	Афанасьев В.М. Манаров М.Х.	Дербент	175с 01ч 51м	Завершение ЭО-8.
	26.05.91		Посадка	Шарман Х.		7с 21ч 14м	
42a	28.05.91	Союз ТМ-12	Расстыковка	Арцебарский А.П. Крикалёв С.К.	Озон		Перестыковка КК «Союз ТМ-12» на модуль «Квант».
	28.05.91		Стыковка				
43	30.05.91	Прогресс М-8 11Ф615А55 №207	Старт	-	-	77с 22ч 52м	Грузовой КК. Доставлена и собрана ферма «Софора» для монтажа выносной ДУ.
	01.06.91		Стыковка				
	16.08.91		Расстыковка				
	16.08.91		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
44	21.08.91	Прогресс М-9 11Ф615А55 №210	Старт	-	-	40с 09ч 22м	Грузовой КК. Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	23.08.91		Стыковка				
	30.09.91		Расстыковка				
	30.09.91		Затопление				
45	02.10.91	Союз ТМ-13 11Ф732 №63Л	Старт	Волков А.А. Аубакиров Т.О. (*Казахстан*) Фибёк Ф. (*Австрия*)	Донбасс		ЭО-10. Полет на ДОС граждан Казахстана и Австрии. КК пристыкован к ПхО ББ.
	04.10.91		Стыковка				
42b	09.10.91	Союз ТМ-12	Расстыковка	Арцебарский А.П.	Озон	144с 15ч 22м	Завершение ЭО-9.
				Аубакиров Т.О. Фибёк Ф.		7с 22ч 13м	
	10.10.91		Посадка				
45a	15.10.91	Союз ТМ-13	Расстыковка	Волков А.А. Крикалёв С.К.	Донбасс		Перестыковка КК «Союз ТМ-13» на модуль «Квант».
	15.10.91		Стыковка				
46	17.10.91	Прогресс М-10 11Ф615А55 №211	Старт	-	-	95с 11ч 58м	Грузовой КК. Стыковка выполнена с третьей попытки из-за ошибочных данных, переданных наземной службой. Перед посадкой от КА отделена капсула ВБК «Радуга».
	21.10.91		Стыковка				
	20.01.92		Расстыковка				
	20.01.92		Затопление				
47	25.01.92	Прогресс М-11 11Ф615А55 №212	Старт	-	-	48с 07ч 56м	Грузовой КК.
	27.01.92		Стыковка				
	13.03.92		Расстыковка				
	13.03.92		Затопление				
45b	14.03.92	Союз ТМ-13	Расстыковка	Волков А.А. Крикалёв С.К.	Донбасс		Перестыковка КК «Союз ТМ-13» на ПхО ББ.
	14.03.92		Стыковка				
48	17.03.92	Союз ТМ-14 11Ф732 №64Л	Старт	Викторенко А.С. Калери А.Ю. Фладе К.-Д. (*Германия*)	Витязь		ЭО-11. КК пристыкован к модулю «Квант».
	19.03.92		Стыковка				
45c	25.03.92	Союз ТМ-13	Расстыковка	Волков А.А.	Донбасс	175с 02ч 51м	Завершение ЭО-10.
				Крикалёв С.К.		311с 20ч 01м	
	25.03.92		Посадка				
				Фладе К.-Д.		7с 21ч 57м	
49	20.04.92	Прогресс М-12 11Ф615А55 №213	Старт	-	-	69с 02ч 33м	Грузовой КК.
	22.04.92		Стыковка				
	28.06.92		Расстыковка				
	28.06.92		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
50	30.06.92	Прогресс М-13 11Ф615А55 №214	Старт	-	-	23с 15ч 20м	Грузовой КК.
	04.07.92		Стыковка				
	28.06.92		Расстыковка				
	28.06.92		Затопление				
51	27.07.92	Союз ТМ-15 11Ф732 №65Л	Старт	Соловьёв А.Я. Авдеев С.В. Тонини М. (*Франция*)	Родник		ЭО-12. Полет на ДОС гражданина Франции. КК пристыкован к ПхО ББ.
	29.07.92		Стыковка				
48а	10.08.92	Союз ТМ-14	Расстыковка	Викторенко А.С. Калери А.Ю.	Витязь	145с 14ч 11м	Завершение ЭО-11.
	10.08.92		Посадка	Тонини М.		13с 18ч 56м	
52	16.08.92	Прогресс М-14 11Ф615А55 №209	Старт	-	-	66с 23ч 11м	Грузовой КК. Доставлена и смонтирована на ферме «Софора» выносная двигательная установка. Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	18.08.92		Стыковка				
	21.10.92		Расстыковка				
	22.10.92		Затопление				
53	27.10.92	Прогресс М-15 11Ф615А55 №215	Старт	-	-		Грузовой КК.
	29.10.92		Стыковка				
54	24.01.93	Союз ТМ-16 11Ф732 №101Л	Старт	Манаков Г.М. Полещук А.Ф.	Вулкан		ЭО-13. КК «Союз ТМ-16» имел андрогинный стыковочный узел, поэтому стыковка была произведена к модулю «Кристалл».
	26.01.93		Стыковка				
51а	01.02.93	Союз ТМ-15	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Авдеев С.В.	Витязь	188с 21ч 40м	Завершение ЭО-12.
	01.02.93		Посадка				
53а	04.02.93	Прогресс М-15	Расстыковка	-	-	102с 13ч 24м	После отстыковки от комплекса «Мир» был проведен эксперимент «Знамя». КА «Прогресс М-15» отошел на расстояние 230 м и развернулся в положение орбитальным отсеком к Земле. Было выполнено развертывание отражателя «Знамя» диаметром 20 м, как эксперимент по освещению Земли из космоса.
	07.02.93		Затопление				
55	21.02.93	Прогресс М-16 11Ф615А55 №216	Старт	-	-	33с 15ч 52м	Грузовой КК.
	23.02.93		Стыковка				
	26.03.93		Расстыковка				
	27.03.93		Затопление				
56	31.03.93	Прогресс М-17 11Ф615А55 №217	Старт	-	-		Грузовой КК.
	01.04.93		Стыковка				
57	22.05.93	Прогресс М-18 11Ф615А55 №218	Старт	-	-	43с 10ч 31м	Грузовой КК. Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	24.05.93		Стыковка				
	03.07.93		Расстыковка				
	04.07.93		Затопление				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
58	01.07.93	Союз ТМ-17 11Ф732 №66Л	Старт	Циблиев В.В. Серебров А.А. Эньере Ж.-П. (*Франция*)	Сириус		ЭО-14. Полет на ДОС гражданина Франции. КК пристыкован к ПхО ББ.
	03.07.93		Стыковка				
54a	22.07.93	Союз ТМ-16	Расстыковка	Манаков Г.М. Полещук А.Ф.	Вулкан	179с 00ч 44м	Завершение ЭО-13.
	22.07.93		Посадка	Эньере Ж.-П.		20с 16ч 09м	
59	11.08.93	Прогресс М-19 11Ф615А55 №219	Старт	-	-		Грузовой КК.
56a	11.08.93	Прогресс М-17	Расстыковка	-	-	336с 23ч 54м	
	03.03.94		Затопление				
59a	13.08.93	Прогресс М-19	Стыковка	-	-		
60	12.10.93	Прогресс М-20 11Ф615А55 №220	Старт	-	-		Грузовой КК.
59b	13.10.93	Прогресс М-19	Расстыковка	-	-	63с 01ч 58м	Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	13.10.93		Затопление				
60a	14.10.93	Прогресс М-20	Стыковка	-	-	40с 11ч 33м	Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	21.11.93		Расстыковка				
	21.11.93		Затопление				
61	08.01.94	Союз ТМ-18 11Ф732 №67Л	Старт	Афанасьев В.М. Усачев Ю.В. Поляков В.В.	Дербент		ЭО-15. КК пристыкован к модулю «Квант».
	10.01.94		Стыковка				
58a	14.01.94	Союз ТМ-17	Расстыковка	Циблиев В.В. Серебров А.А.	Сириус	196с 17ч 45м	Завершение ЭО-14. После отделения КК «Союз ТМ-17» выполнил облет комплекса «Мир», во время которого КК коснулся модуля «Кристалл». Повреждений не было обнаружено.
	14.01.94		Посадка				
61a	24.01.94	Союз ТМ-18	Расстыковка	Афанасьев В.М. Усачев Ю.В. Поляков В.В.	Дербент		Перестыковка КК «Союз ТМ-18» на ПхО ББ.
	24.01.94		Стыковка				
62	28.01.94	Прогресс М-21 11Ф615А55 №221	Старт	-	-		Грузовой КК.
	30.01.94		Стыковка				
63	22.03.94	Прогресс М-22 11Ф615А55 №222	Старт	-			Грузовой КК.
62a	23.03.94	Прогресс М-21	Расстыковка	-	-	54с 03ч 01м	
	23.03.94		Затопление				
63a	24.03.94	Прогресс М-22	Стыковка	-			
64	22.05.94	Прогресс М-23 11Ф615А55 №223	Старт	-			Грузовой КК.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
63b	23.05.94	Прогресс М-22	Расстыковка	-	-	61с 23ч 45м	
	23.05.94		Затопление				
64a	24.05.94	Прогресс М-23	Стыковка	-			
65	01.07.94	Союз ТМ-19 11Ф732 №68Л	Старт	Маленченко Т.А. Мусабаев Т.А.	Агат		
64b	02.07.94	Прогресс М-23	Расстыковка		-	41с 10ч 39м	Перед посадкой отделена капсула ВБК «Радуга».
	02.07.94		Затопление				
65a	03.07.94	Союз ТМ-19	Стыковка	Маленченко Т.А. Мусабаев Т.А.	Агат		ЭО-16. КК пристыкован к модулю «Квант».
61b	09.07.94	Союз ТМ-18	Расстыковка	Афанасьев В.М. Усачев Ю.В.	Дербент	182с 00ч 27м	Завершение ЭО-15. Поляков В.В. остался в составе ЭО-16.
	09.07.94		Посадка				
66	25.08.94	Прогресс М-24 11Ф615А55 №224	Старт	-	-		Грузовой КК. Две попытки стыковки были неудачными. 02.09.94 Маленченко произвел стыковку, управляя «Прогрессом М-24» дистанционно с пульта ДОС «Мир».
	02.09.94		Стыковка				
67	03.10.94	Союз ТМ-20 11Ф732 №69Л	Старт	Викторенко А.С. Кондакова Е.В. Мербольд У. (*Германия*)	Витязь		
66a	04.10.94	Прогресс М-24	Расстыковка	-	-	40с 08ч 17м	-
	05.10.94		Затопление				
67a	06.10.94	Союз ТМ-20	Стыковка	Викторенко А.С. Кондакова Е.В. Мербольд У.	Витязь		ЭО-17. КК пристыкован к ПхО ББ. Стыковка выполнена вручную из-за отказа системы сближения «Курс».
65b	02.11.94	Союз ТМ-19	Расстыковка	Маленченко Т.А. Мусабаев Т.А. Мербольд У.	Агат		Проверка работы системы «Курс» для выяснения причин неудачных стыковок ТКГ «Прогресс М-24». После отхода на 190 метров КК снова был пристыкован к модулю «Квант».
	02.11.94		Стыковка				
65b	04.11.94	Союз ТМ-19	Расстыковка	Маленченко Т.А. Мусабаев Т.А.	Агат	125с 22ч 54м	Завершение ЭО-16. Поляков В.В. остался в составе ЭО-17.
	04.11.94		Посадка	Мербольд У.		31с 12ч 36м	
68	11.11.94	Прогресс М-25 11Ф615А55 №225	Старт	-	-		Грузовой КК.
	13.11.94		Стыковка				
67b	11.01.95	Союз ТМ-20	Расстыковка	Викторенко А.С. Кондакова Е.В. Поляков В.В.	Витязь		Перестыковка для проверки нового режима работы системы «Курс». КК пристыкован снова к ПхО ББ.
	11.01.95		Стыковка				
69	15.02.95	Прогресс М-26 11Ф615А55 №226	Старт	-	-		Грузовой КК.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
68a	16.02.95	Прогресс М-25	Расстыковка	-	-	97с 09ч 23м	
	16.02.95		Затопление				
69a	17.02.95	Прогресс М-26	Стыковка	-	-		
70	14.03.95	Союз ТМ-21 11Ф732 №70Л	Старт	Дежуров В.Н. Стрекалов Г.М. Тагард Н. (*США*)	Ураган		
69b	15.03.95	Прогресс М-26	Расстыковка	-	-	27с 13ч 27м	
	15.03.95		Затопление				
70a	16.03.95	Союз ТМ-21	Стыковка	Дежуров В.Н. Стрекалов Г.М. Тагард Н.	Ураган		ЭО-18. КК пристыкован к модулю «Квант».
67b	22.03.95	Союз ТМ-20	Расстыковка	Викторенко А.С. Кондакова Е.В.	Витязь	169с 05ч 21м	Завершение ЭО-17.
	22.03.95		Посадка	Поляков В.В.		437с 17ч 58м	
71	09.04.95	Прогресс М-27 11Ф615А55 №227	Старт	-	-		Грузовой КК.
	12.04.95		Стыковка				
72	20.05.95	Спектр 77КСО №17301	Старт	-	-		Специализированный модуль.
71a	23.05.95	Прогресс М-27	Расстыковка	-	-	43с 07ч 54м	
	23.05.95		Затопление				
35a	27.05.95	Кристалл	Перестыковка	-	-		Модуль «Кристалл» перемещен с помощью манипулятора с бокового стыковочного узла «-Y» на осевой узел «-X».
35b	29.05.95						Модуль «Кристалл» перемещен с помощью манипулятора с осевого стыковочного узла «-X» на боковой узел «-Z».
72a	01.06.95	Спектр	Стыковка	-	-		Модуль «Спектр» пристыкован на осевой узел ПхО ББ «-X».
	02.06.95		Перестыковка				Модуль «Спектр» перемещен с помощью манипулятора с осевого стыковочного узла «-X» на боковой узел «-Y».
35c	10.06.95	Кристалл	Перестыковка	-	-		Модуль «Кристалл» перемещен с помощью манипулятора на осевой узел «-X».

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
73	27.06.95	Atlantis STS-71 (США)	Старт	Гибсон Р.Л. Прекурт Ч. Бейкер Э. Харбо Г. Данбар Б. Соловьёв А.Я. (*Россия*) Бударин Н.М. (*Россия*)			Мир-NASA 1. Первая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Стыковка выполнена к модулю «Кристалл», находящемуся на осевом узле ПхО ББ «-X». Доставка ЭО-19 (Соловьёв А.Я., Бударин Н.М.).
	29.06.95		Стыковка				
	04.07.95	Atlantis STS-71 (США)	Расстыковка	Гибсон Р.Л. Прекурт Ч. Бейкер Э. Харбо Г. Данбар Б.		9с 19ч 22м	Завершение ЭО-18.
	07.07.95		Посадка	Дежуров В.Н. Стрекалов Г.М. Тагард Н.		115с 08ч 43м	
35d	17.07.95	Кристалл	Перестыковка	-	-		Модуль «Кристалл» перемещен с помощью манипулятора с осевого стыковочного узла «-X» на боковой узел «-Z».
74	20.07.95	Прогресс М-28 11Ф615А55 №228	Старт	-	-		Грузовой КК.
	22.07.95		Стыковка				
75	03.09.95	Союз ТМ-22 11Ф732 №71Л	Старт	Гидзенко Ю.Л. Авдеев С.В. Райтер Т. (*Германия*)	Уран		
74a	04.09.95	Прогресс М-28	Расстыковка	-	-	46с 05ч 54м	
	04.09.95		Затопление				
75a	05.09.95	Союз ТМ-22	Стыковка	Гидзенко Ю.Л. Авдеев С.В. Райтер Т.	Уран		ЭО-20. КК пристыкован к ПхО ББ.
70b	11.09.95	Союз ТМ-21	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Бударин Н.М.		75с 11ч 20м	Завершение ЭО-19.
	11.09.95		Посадка				
76	08.10.95	Прогресс М-29 11Ф615А55 №229	Старт	-	-		Грузовой КК.
	10.10.95		Стыковка				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
77	12.11.95	Atlantis STS-74 (США)	Старт	Камерон К. Хэлселл Дж. Хэдфилд К. *(Канада)* Росс Дж. МакАртур У.		8с 04ч 31м	Мир-NASA 2. Доставка стыковочного отсека СО 316ГК. 14.11.95 г. стыковочный отсек с помощью манипулятора МКК пристыкован к стыковочному узлу шлюзовой камеры «Atlantis». 15.11.95 г. выполнена стыковка МКК отсеком СО к модулю «Кристалл». При расстыковке отсек СО оставлен присоединенным к модулю «Кристалл». Вторая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир».
	15.11.95		Стыковка				
	18.11.95		Расстыковка				
	20.11.95		Посадка				
78	18.12.95	Прогресс М-30 11Ф615А55 №230	Старт	-			Грузовой КК.
76a	19.12.95	Прогресс М-29	Расстыковка	-		71с 21ч 24м	
	19.12.95		Затопление				
78a	20.12.95	Прогресс М-30	Стыковка	-			
79	21.02.96	Союз ТМ-23 11Ф732 №72Л	Старт	Онуфриенко Ю.И. Усачев Ю.В.	Скиф		
78b	22.02.96	Прогресс М-30	Расстыковка	-		65с 20ч 31м*[1]	
	22.02.96		Затопление				
79a	23.02.96	Союз ТМ-23	Стыковка	Онуфриенко Ю.И. Усачев Ю.В.	Скиф		ЭО-21. КК пристыкован к модулю «Квант».
75b	29.02.96	Союз ТМ-22	Расстыковка	Гидзенко Ю.Л. Авдеев С.В. Райтер Т.	Уран	179с 01ч 42м	Завершение ЭО-20.
	29.02.96		Посадка				
80	22.03.96	Atlantis STS-76 (США)	Старт	Чилтон К. Сиэрфосс Р. Сига Р. Клиффорд М. Годвин Л. Люсид Ш.			Мир-NASA 3. Третья стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Люсид Ш. осталась на ДОС «Мир» в составе экипажа ЭО-21.
	25.03.96		Стыковка				
	29.03.96		Расстыковка	Чилтон К. Сиэрфосс Р. Сига Р. Клиффорд М. Годвин Л.		9с 05ч 16м	
	31.03.96		Посадка				
81	23.04.96	Природа 77КСИ №17401	Старт	-			Специализированный модуль. Стыковка произведена к осевому узлу ПхО ББ «-X».
	26.04.96		Стыковка				
	27.04.96		Перестыковка				Модуль перемещен манипулятором на стыковочный узел «+Z».

[1] Звездочкой помечена длительность полета, рассчитанная по моменту выдачи тормозного импульса, а не по моменту падения обломков.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
82	05.05.96	Прогресс М-31 11Ф615А55 №231	Старт	-			Грузовой КК.
	07.05.96		Стыковка				
83	31.07.96	Прогресс М-32 11Ф615А55 №232	Старт	-			Грузовой КК.
82a	01.08.96	Прогресс М-31	Расстыковка	-		88с 13ч 29м	
	01.08.96		Затопление				
83a	03.08.96	Прогресс М-32	Стыковка	-			
84	17.08.96	Союз ТМ-24 11Ф732 №73Л	Старт	Корзун В.Г. Калери А.Ю. Андре-Деэ К. (*Франция*)	Фрегат		ЭО-22. Полет на ДОС гражданина Франции.
83b	18.08.96	Прогресс М-32	Расстыковка				
84a	19.08.96	Союз ТМ-24	Стыковка	Корзун В.Г. Калери А.Ю. Андре-Деэ К.	Фрегат		КК пристыкован к ПхО ББ.
79b	02.09.96	Союз ТМ-23	Расстыковка	Онуфриенко Ю.И. Усачев Ю.В.	Скиф	193с 19ч 08м	Завершение ЭО-21.
	02.09.96		Посадка	Андре-Деэ К.		15с 18ч 24м	
83c	03.09.96	Прогресс М-32	Стыковка				Повторная стыковка с комплексом «Мир».
85	16.09.96	Atlantis STS-79 (США)	Старт	Ридди У. Уилкатт Т. Эпт Дж. Эйкерс Т. Уолз К. Блаха Дж.			Мир-NASA 4. Четвертая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Блаха Дж. сменил Люсид Ш. в составе экипажа ДОС «Мир».
	19.09.96		Стыковка				
	24.09.96		Расстыковка	Ридди У. Уилкатт Т. Эпт Дж. Эйкерс Т. Уолз К.		10с 03ч 18м	
	26.09.96		Посадка				
				Люсид Ш.		188с 04ч 00м	
86	20.11.96	Прогресс М-33 11Ф615А55 №233	Старт	-			Грузовой КК.
83d	20.11.96	Прогресс М-32	Расстыковка	-		112с 02ч 42м*	
	21.11.96		Затопление				
86a	22.11.96	Прогресс М-33	Стыковка	-			

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
87	12.01.97	Atlantis STS-81 (США)	Старт	Бейкер М. Джетт Б. Уайзофф П. Грунсфелд Дж. Айвинс М. Линенджер Дж.			Мир-NASA 5. Пятая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Линенджер сменил Блаху Дж. в составе экипажа ДОС «Мир».
	15.01.97		Стыковка				
	20.01.97		Расстыковка	Бейкер М. Джетт Б. Уайзофф П. Грунсфелд. Дж. Айвинс М.		10с 04ч 55м	
	22.01.97		Посадка				
				Блаха Дж.		128с 05ч 28м	
86b	06.02.97	Прогресс М-33	Расстыковка	-	-		
84b	07.02.97	Союз ТМ-24	Расстыковка	Корзун В.Г. Калери А.Ю. Линенджер Дж.	Фрегат		Перестыковка КК с ПхО ББ на модуль «Квант».
	07.02.97		Стыковка				
88	10.02.97	Союз ТМ-25 11Ф732 №74Л	Старт	Циблиев В.В. Лазуткин А.И. Эвальд Р. (*Германия*)	Сириус		ЭО-23. КК пристыкован к ПхО ББ.
	12.02.97		Стыковка				
84b	02.03.97	Союз ТМ-24	Расстыковка	Корзун В.Г. Калери А.Ю.	Фрегат	196с 17ч 26м	Завершение ЭО-22.
	02.03.97		Посадка	Эвальд Р.		19с 16ч 35м	
86c	12.03.97	Прогресс М-33	Затопление	-	-	112с 04ч 03м	
89	06.04.97	Прогресс М-34 11Ф615А55 №234	Старт	-	-		Грузовой КК.
	08.04.97		Стыковка				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
90	15.05.97	Atlantis STS-84 (США)	Старт	Прекурт Ч. Коллинз Э. Клервуа Ж. (*Франция*) Норьега К. Лу Э. Кондакова Е. (*Россия*) Фоул М.			Мир-NASA 6. Шестая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Фоул М. сменил Линенджера Дж. в составе экипажа ДОС «Мир».
	17.05.97		Стыковка				
	22.05.97		Расстыковка	Прекурт К. Коллинз Э. Клервуа Ж. Норьега К. Лу Э. Кондакова Е.		9с 05ч 20м	
	24.05.97		Посадка				
				Линенджер Дж.		132с 04ч 00м	
89a	24.06.97	Прогресс М-34	Расстыковка	-	-	86с 14ч 28м	После отстыковки от ДОС ТКГ «Прогресс М-34», выполняя облет комплекса «Мир» в режиме дистанционного управления, столкнулся с модулем «Спектр», нарушив герметичность ДОС. Экипаж закрыл люк в модуль, восстановив герметичность станции.
	02.07.97		Затопление				
91	05.07.97	Прогресс М-35 11Ф615А55 №235	Старт	-	-		Грузовой КК.
	07.07.97		Стыковка				
92	05.08.97	Союз ТМ-26 11Ф732 №75Л	Старт	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В.	Родник		
91a	06.08.97	Прогресс М-35	Расстыковка	-			
92a	07.08.97	Союз ТМ-26	Стыковка	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В.	Родник		ЭО-24. КК пристыкован к модулю «Квант».
88a	14.08.97	Союз ТМ-25	Расстыковка	Циблиев В.В. Лазуткин А.И.	Сириус	184с 22ч 08м	Завершение ЭО-23.
	14.08.97		Посадка				
92b	15.08.97	Союз ТМ-26	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В. Фоул М.			Перестыковка с модуля «Квант» на ПхО ББ.
	15.08.97		Стыковка				
91b	18.08.97	Прогресс М-35	Стыковка	-			Повторная стыковка.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
93	26.09.97	Atlantis STS-86 (США)	Старт	Уэзерби Дж. Блумфелд М. Титов В.Г. (*Россия*) Паразински С. Кретьен Ж.Л. (*Франция*) Лоренс В. Вулф Д.			Мир-NASA 7. Седьмая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Вулф Д. сменил Фоула М. в составе экипажа ДОС «Мир».
	27.09.97		Стыковка				
	03.10.97		Расстыковка	Уэзерби Дж. Блумфелд М. Титов В.Г. (*Россия*) Паразински С. Кретьен Ж.Л. (*Франция*) Лоренс В. Фоул М.			
94	05.10.97	Прогресс М-36 11Ф615А55 №237	Старт	-			Грузовой КК.
91с	06.10.97	Прогресс М-35	Расстыковка	-		94с 13ч 11м	
	07.10.97		Затопление				
93а	07.10.97	Atlantis STS-86 (США)	Посадка	Уэзерби Дж. Блумфелд М. Титов В.Г. (*Россия*) Паразински С. Кретьен Ж.Л. (*Франция*) Лоренс В.		10с 19ч 21м	
				Фоул М.		144с 13ч 47м	
94а	08.10.97	Прогресс М-36	Стыковка	-	-	74с 22ч 11м*	
	17.12.97		Расстыковка				
	19.12.97		Затопление				
95	20.12.97	Прогресс М-37 11Ф615А55 №236	Старт	-	-		Грузовой КК.
	22.12.97		Стыковка				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
96	23.01.98	Endeavour STS-89 (США)	Старт	Уилкатт Т. Эдвардс Дж. Рейлли Дж. Андерсон М. Данбар Б. Шарипов С.Ш. (*Россия*) Томас Э.			Мир-NASA 8. Восьмая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир». Томас Э. сменил Вулфа Д. в составе экипажа ДОС «Мир».
	24.01.98		Стыковка				
	29.01.98		Расстыковка	Уилкатт Т. Эдвардс Дж. Рейлли Дж. Андерсон М Данбар Б. Шарипов С.Ш. Вулф Д.			
97	29.01.98	Союз ТМ-27 11Ф732 №76Л	Старт	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Эйартц Л. (*Франция*)	Кристалл		
95a	30.01.98	Прогресс М-37	Расстыковка	-	-		
97a	31.01.98	Союз ТМ-27	Стыковка	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Эйартц Л.	Кристалл		ЭО-25. КК пристыкован к модулю «Квант».
96a	01.02.98	Endeavour STS-89 (США)	Посадка	Уилкатт Т. Эдвардс Дж. Рейлли Дж. Андерсон М Данбар Б. Шарипов С.Ш.		8с 19ч 47м	
				Вулф Д.		127с 20ч 01м	
93c	19.02.98	Союз ТМ-26	Расстыковка	Соловьёв А.Я. Виноградов П.В.	Родник	197с 17ч 34м	Завершение ЭО-24.
	19.02.98		Посадка	Эйартц Л.		20с 16ч 36м	
97b	20.02.98	Союз ТМ-27	Расстыковка	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Томас А.	Кристалл		Перестыковка КК с модуля «Квант» на ПхО ББ.
	20.02.98		Стыковка				
95b	23.02.98	Прогресс М-37	Стыковка				Повторная стыковка.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
98	15.03.98	Прогресс М-38 11Ф615А55 №240	Старт				Грузовой КК.
95c	15.03.98 16.03.98	Прогресс М-37	Расстыковка Затопление	-	-	85с 14ч 19м	
98a	17.03.98	Прогресс М-38	Стыковка	-	-		Грузовой КК. Доставка ВДУ.
99	15.05.98	Прогресс М-39 11Ф615А55 №238	Старт	-	-		Грузовой КК.
98b	15.05.98 16.05.98	Прогресс М-38	Расстыковка Затопление	-	-	61с 22ч 53м*	
99a	17.05.98	Прогресс М-39	Стыковка	-	-		
100	03.06.98 04.06.98 08.06.98 12.06.98	Discovery STS-91 (США)	Старт Стыковка Расстыковка Посадка	Прекурт Ч. Гори Д. Чанг-Диас Ф. Лоренс В. Каванди Дж. Рюмин В.В. (*Россия*) Прекурт Ч. Гори Д. Чанг-Диас Ф. Лоренс В. Каванди Дж. Рюмин В.В. Томас А.		9с 19ч 54м 140с 15ч 12м	Мир-NASA 9. Девятая стыковка КК «Space Shuttle» с ДОС «Мир».
99b	12.08.98	Прогресс М-39	Расстыковка	-	-		
101	13.08.98 15.08.98	Союз ТМ-28 11Ф732 №77Л	Старт Стыковка	Падалка Г.И. Авдеев С.В. Батурин Ю.М.	Альтаир		ЭО-26. КК пристыкован к модулю «Квант».
97c	24.08.98 25.08.98	Союз ТМ-27	Расстыковка Посадка	Мусабаев Т.А. Бударин Н.М. Батурин Ю.М.	Кристалл	207с 12ч 49м 11с 19ч 40м	Завершение ЭО-25.
101a	27.08.98 27.08.98	Союз ТМ-28	Расстыковка Стыковка	Падалка Г.И. Авдеев С.В.			Перестыковка с модуля «Квант» на ПхО ББ.
99c	01.09.98	Прогресс М-39	Стыковка				Повторная стыковка.
102	25.10.98	Прогресс М-40 11Ф615А55 №239	Старт	-	-		Грузовой КК.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
99d	26.10.98	Прогресс М-39	Расстыковка	-	-		
102a	27.10.98	Прогресс М-40	Стыковка	-	-		
99e	29.10.98	Прогресс М-39	Затопление	-	-	167с 06ч 02м	
102b	04.02.99	Прогресс М-40	Расстыковка	-	-	103с 06ч 01м	-
	05.02.99		Затопление				
101b	08.02.99	Союз ТМ-28	Расстыковка	Падалка Г.И. Авдеев С.В.			Перестыковка КК с ПхО ББ на модуль «Квант».
	08.02.99		Стыковка				
103	20.02.99	Союз ТМ-29 11Ф732 №78Л	Старт	Афанасьев В.М. Эньере Ж.-П. (*Франция*) Белла И. (*Словакия*)	Дербент		ЭО-27. КК пристыкован к ПхО ББ.
	22.02.99		Стыковка				
101c	28.02.99	Союз ТМ-28	Расстыковка	Падалка Г.И.	Альтаир	198с 16ч 31м	Завершение ЭО-26.
	28.02.99		Посадка	Белла И.		7с 21ч 56м	
104	02.04.99	Прогресс М-41 11Ф615А55 №241	Старт	-	-		Грузовой КК.
	04.04.99		Стыковка				
105	16.07.99	Прогресс М-42 11Ф615А55 №242	Старт	-	-		Грузовой КК.
104a	17.07.99	Прогресс М-41	Расстыковка	-	-		
	17.07.99		Затопление				
105a	18.07.99	Прогресс М-42	Стыковка	-	-		
103a	28.09.99	Союз ТМ-29	Расстыковка	Афанасьев В.М.		188с 20ч 16м	Завершение ЭО-27.
				Авдеев С.В.		379с 14ч 51м	
	28.09.99		Посадка	Эньере Ж.-П.		188с 20ч 16м	
106	01.02.00	Прогресс М1-1 11Ф615А55 №250	Старт	-	-		Грузовой КК новой модификации.
105b	02.02.00	Прогресс М-42	Расстыковка	-	-	200с 13ч 33м	
	02.02.00		Затопление				
106a	03.02.00	Прогресс М1-1	Стыковка	-	-		Доставка оборудования для ЭО-28 и дополнительного топлива для торможения и затопления ДОС.
107	04.04.00	Союз ТМ-30 11Ф732А51 №204Л	Старт	Залётин С.В. Калери А.Ю.	Енисей		ЭО-28. КК пристыкован к ПхО ББ. Предполагалось проведение эксперимента «Трос», оборудование для которого должно было быть доставлено на ТКГ «Прогресс М1-2».
	06.04.00		Стыковка				

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
108	25.04.00	Прогресс М1-2 11Ф615А55 №252	Старт	-			Грузовой КК.
106b	26.04.00	Прогресс М1-1	Расстыковка	-	-	85с 12ч 39м	
	26.04.00		Затопление				
108a	28.04.00	Прогресс М1-2	Стыковка	-	-		
107a	16.06.00	Союз ТМ-30	Расстыковка	Залётин С.В. Калери А.Ю.	Енисей	72с 19ч 42м	Завершение ЭО-28.
	16.06.00		Посадка				
108b	15.10.00	Прогресс М1-2	Расстыковка	-	-	173с 02ч 33м	
	16.10.00		Затопление				
109	17.10.00	Прогресс М-43 11Ф615А55 №243	Старт	-	-		Доставка топлива для поддержания орбиты для исключения возможности неуправляемого схода ДОС «Мир» с орбиты.
	21.10.00		Стыковка				
	18.01.01	Союз ТМ-32 11Ф732А51 №206Л		Шарипов С.Ш. Виноградов П.В. Тито Д. *(США)*	Тянь-Шань	15с	После отмены в сентябре 2000 г. экспедиций ЭО-29 и ЭО-30 рассматривалась возможность кратковременного полета на ДОС «Мир» для выполнения контракта с Д.Тито.
110	24.01.01	Прогресс М1-5 11Ф615А55 №254	Старт				
109a	25.01.01	Прогресс М-43	Расстыковка				
110a	27.01.01	Прогресс М1-5	Стыковка			58с 01ч 36м	Доставка топлива для затопления ДОС «Мир». ТКГ «Прогресс М1-5» не отстыковывался от комплекса «Мир».
109b	29.01.01	Прогресс М-43	Затопление			104с 05ч 31м	
	30.01.01	Союз ТМ-32 11Ф732А51 №206Л		Шарипов С.Ш. Виноградов П.В.	Тянь-Шань	5-6 мес.	ЭО-29. Полет отменен в сентябре 2000 г.
	февраль 2001	Прогресс М1-5 11Ф615А55 №254		-			Груз для обеспечения экспедиции ЭО-29.
	март 2001	Союз ТМ-32 11Ф732А51 №206Л		Шарипов С.Ш. Виноградов П.В.	Тянь-Шань		В случае потери управляемости ДОС «Мир» либо нестыковки ТКГ «Прогресс М1-5» экипаж должен был пристыковаться к ДОС и восстановить управление либо обеспечить стыковку ТКГ в телеуправляемом режиме.
1a	23.03.01	Комплекс ДОС «Мир»	Затопление	-	-	5 510с 08ч 32м (15лет 01мес 03с 08ч 32м)	ДОС «Мир» сведена с орбиты ИСЗ и разрушилась в атмосфере над Тихим океаном. Падение обломков ограничено районом радиусом 1500 км с центром в точке с координатами 40º ю.ш., 160º з.д.
	июль 2001	Союз ТМ-33 11Ф732А51 №207Л		Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М. Тито Д.	Кристалл	5-6 мес.	Полет отменен в сентябре 2000 года в связи с принятием решения о прекращении эксплуатации ДОС «Мир». Дэнису Тито было предложено взамен принять участие в полете на МКС.

	Дата	КК	Событие	Экипаж КК	Позывной	Длительность полета	Примечание
	апрель 2001	Прогресс М1-6 11Ф615А55 №255		-			Груз для обеспечения экспедиции ЭО-30.
	июнь-июль 2001	Союз ТМ-33 11Ф732А51 №208Л		Мусабаев Т.А. Батурин Ю.М. Тито Д. (США)	Кристалл		ЭО-30. Полет отменен в сентябре 2000 г. в связи с принятием решения о затоплении ДОС «Мир». Тито Д. – кандидату в «космические туристы», – предложено принять участие в полете на МКС.
		Прогресс М1-7 11Ф615А55 №256		-			Груз для обеспечения экспедиции ЭО-30.
		Прогресс М1-8 11Ф615А55 №257		-			Груз для обеспечения экспедиции ЭО-30.
		Прогресс М1-9 11Ф615А55 №258		-			Груз для обеспечения экспедиции ЭО-30.

6.11. Орбитальные станции на базе ДОС 17К

6.11.1. Орбитальный комплекс «Мир-2»

6.11.1.1. 1984: Большой «Мир-2» 180ГК

Начало работ по проекту «Мир-2» следует отнести к 1984 году, когда завод им. М.В.Хруничева приступил к изготовлению корпуса базового блока 17КС №12801. Этот корпус изготавливался, как основа резервного базового блока для ДОС «Мир». В случае, если выведение на орбиту основного блока 17КС №12701 проходило успешно, следовало подумать о применении резервного блока. Так, было предложено использовать его в проекте Орбитального сборочно-эксплуатационного центра (ОСЭЦ), развертывание которого и должно было начаться с запуска блока 17КС №12801.

Проект ОСЭЦ, как ответный шаг на американский проект супер-ОКС «Freedom», разрабатывался в НПО «Энергия» с 1984 года. Основным назначением ОСЭЦ была определена сборка и развертывание крупногабаритных конструкций и обслуживание спутниковых систем, включая их ремонт. ОСЭЦ должен был иметь разветвленную орбитальную инфраструктуру, включая заправочные станции, ремонтные стапели, буксиры по доставке к нему космических аппаратов и спутников. ОСЭЦ представлял собой гигантский комплекс на орбите ИСЗ высотой 400-450 км. Сборка комплекса должна была происходить в несколько этапов в период с 1993 по 2000 год. На первых двух этапах должна была быть создана орбитальная станция «Мир-2», как составная часть ОСЭЦ. Эскизный проект ДОС «Мир-2» 180ГК был утвержден в конце 1987 года. Для «Мира-2» и ОСЭЦ должны были быть разработаны модули, перечисленные ниже в табл. 1.49.

Табл. 1.49. Порядок сборки ОСЭЦ

№	Этап	Назначение модуля	Масса, т	КА доставки	РН	Планировавшаяся дата запуска
1	Мир-2 1-го этапа	Жилой модуль 17КС №12801	19	-	8К82К	август 1993
2		Модуль базовый (МоБ)	76	ГТА-С №1	14А10	октябрь 1993
3		Энергетический модуль				октябрь-декабрь 1993
4		Верхняя ферма				январь-март 1994
5		Нижняя ферма				апрель-май 1994
6	Мир-2 2-го этапа	Технологический модуль	76	ГТА-С №2	14А10	1994-1997
7		Модуль целевой служебной аппаратуры	76	ГТА-С №3	14А10	
8		Биотехнологический модуль	76	ГТА-С №4	14А10	
9		8 солнечных газотурбинных установок (ГТУ)		Прогресс М2	Зенит-2	
10		Платформа научной аппаратуры		Прогресс М2	Зенит-2	
11	ОСЭЦ	Главный центральный модуль со служебными системами	76	ГТА-С	14А10	1997-2000
12		Модуль с мобильным транспортным аппаратом	76	ГТА-С	14А10	
13		Заправочный модуль	76	ГТА-С	14А10	
14		Модуль технического обслуживания и ремонта (ТОР)	76	ГТА-С	14А10	

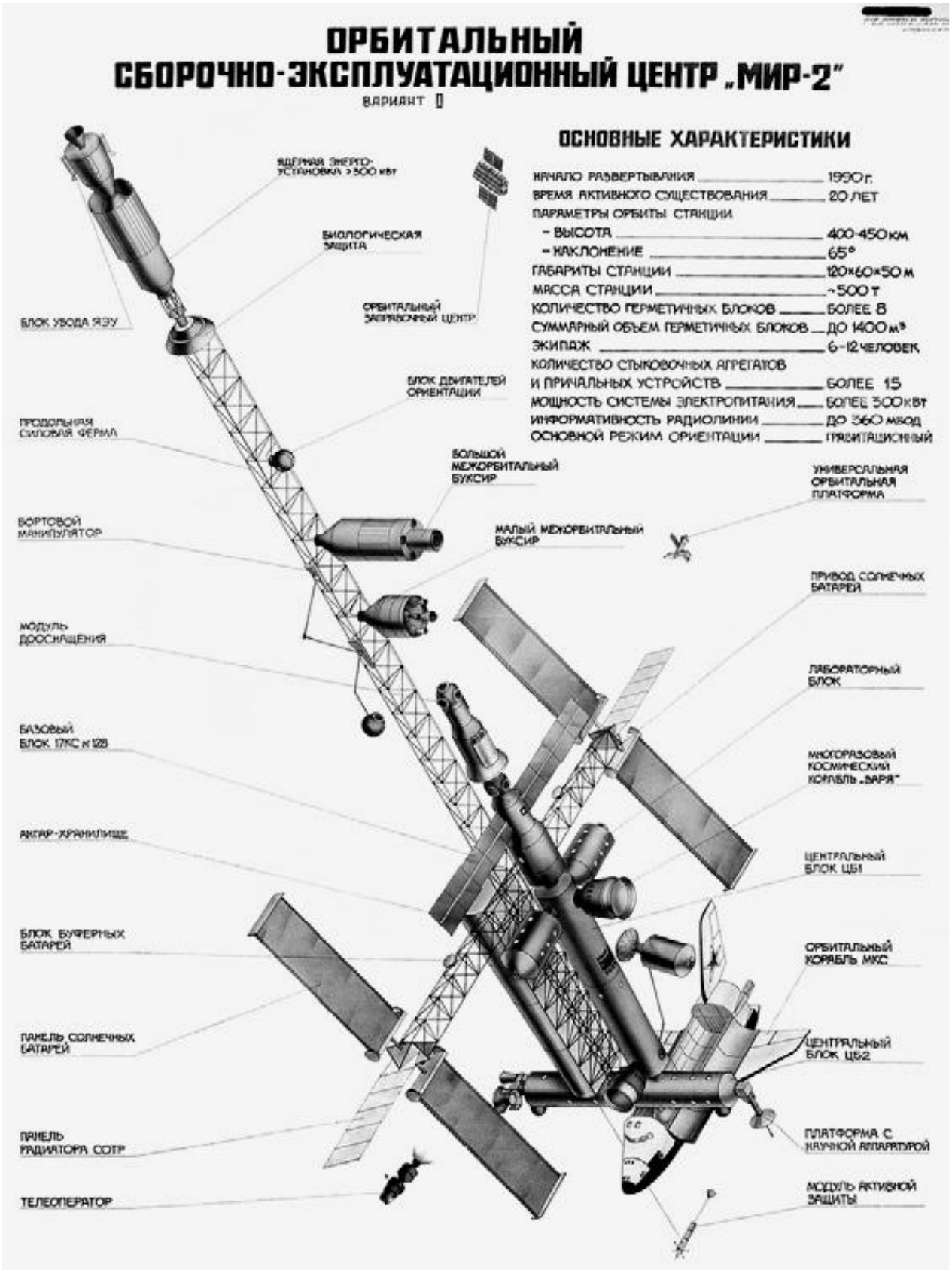


Рис. 1.172. Орбитальный сборочно-эксплуатационный центр «Мир-2» (вариант)

Кроме того, на ОСЭЦ должны были быть доставлены средства обслуживания: автоматический космический аппарат обслуживания (АКО), телеоператор, буксиры на химическом и ядерном топливе, а также буксиры, работающие на солнечной энергии, и средства хранения компонентов топлива и заправки. На ОСЭЦ планировалось развернуть ангар-хранилище и строительно-монтажный комплекс. Для перемещения экипажа за бортом и при проведении ремонтно-профилактических работ с КА предполагалось использование новых скафандров с СПК.

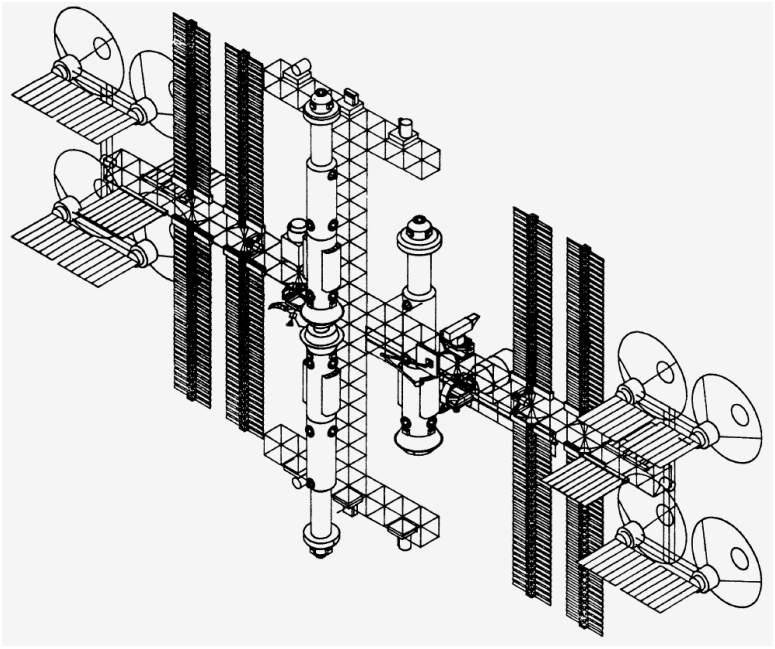


Рис. 1.173. Орбитальный сборочно-эксплуатационный центр «Мир-2» (вариант)

В проекте предусматривалось использование транспортных КК многоразового использования 11Ф35 «Буран» и 14Ф70 «Заря», а также тяжелых грузовых кораблей 11Ф615А75М «Прогресс М2». Предусматривалась возможность использования вместо КК «Заря» транспортных КК 11Ф732 «Союз Т» или модифицированных КК 11Ф732, рассчитанных на запуск РН 11К77 «Зенит-2».

По предварительным оценкам, для снабжения станции «Мир-2» в год требовалось два запуска КК «Заря», три запуска КА «Прогресс М2» и один-два запуска МКК «Буран».

Для создания и обслуживания орбитального комплекса должны были использоваться ракеты-носители 11К25 «Энергия», 14А10 – грузовой вариант 11К25, 11К77 «Зенит-2» и 11А511У2 «Союз У2».

Доминирующей конфигурацией станции «Мир-2» на первом этапе развертывания должен был быть комплекс 14Ф70 «Заря» + 17КС №12801 + МоБ + 11Ф615А75М «Прогресс М2». Масса такого комплекса составила бы 123 т (19 т – 17КС, по 14 т – КК «Заря» и КА «Прогресс М2», 76 т – МоБ). Объем герметичных отсеков «Мира-2» должен был составить 360 м^3, мощность систем энергопитания – 100 кВт. Экипаж на этом этапе – 3-6 человек.

На третьем этапе, при полном развертывании ОСЭЦ, масса орбитального комплекса должна была превысить 500 т.

Грандиозность проекта никак не была подтверждена потребностями экономики страны и, более того, абсолютно не соответствовала ее возможностям, поэтому вполне закономерно, что уже в 1991 году все работы по орбитальной станции «Мир-2» были прекращены.

6.11.1.2. Грузовой транспортный аппарат снабжения ГТА-С

ГТА-С – грузовой транспортный аппарат снабжения орбитальной станции «Мир-2». ГТА-С состоит из двух модулей – целевой модуль массой около 76 т и блок доразгона, представляющий собой модифицированный блок ДМ. ГТА-С рассчитывался на запуск ракетой-носителем 14А10 – грузовым вариантом РН 11К25 «Энергия». Блок доразгона используется для довыведения целевого модуля на опорную орбиту, а затем для обеспечения сближения и стыковки модуля с орбитальной станцией. Масса ГТА-С на орбите ИСЗ – 90 т.

6.11.1.3. 1989: ДОС «Мир-1,5»

В конце 1989 года первоначально заявленный ресурс базового блока станции «Мир» – пять лет, – подходил к концу, но из всех запланированных модулей расширения ДОС в это время был введен в состав орбитального комплекса только модуль «Квант-2». Для продления ресурса станции еще на пять лет было предложено произвести замену базового блока 17КС №12701 на блок

17КС №12801. Такой вариант замены базового блока получил название «Мир-1,5». Технически осуществить такую замену было достаточно сложно, так как модуль 37КЭ «Квант» не имел собственной двигательной установки, и произвести его перестыковку от блока №12701 к блоку №12801 можно было только с помощью манипулятора МКК «Буран».

После проведенного изучения фактического состояния блока 17КС №12701 было признано возможным продлить ресурс блока до 1995 года, что снимало с повестки дня вариант ДОС «Мир-1,5».

6.11.1.4. 1992: Малый «Мир-2»

В ноябре 1992 года НПО «Энергия» предложило новую концепцию ДОС «Мир-2». Основные отличия ДОС, получившей обозначение 27КСМ, от «большого» «Мира-2» были продиктованы вынужденным отказом от применения РН 14А10 и 11К25 «Энергия». Расчет делался только на РН «Зенит-2» и 11А511У2 «Союз У2». Сборка комплекса должна была начаться также с базового блока 17КС №12801. Планировавшийся состав орбитального комплекса приведен в табл. 1.50. Полная масса «Мира-2» – 90 т, мощность системы энергопитания – 38 кВт. Станция «Мир-2» должна была функционировать на орбите высотой 350-450 км, с наклонением 65 град. Постоянный экипаж ДОС – 2-3 человека.

Табл. 1.50. Состав орбитальной станции «Мир-2» 27КСМ

№	Этап	Назначение модуля	Масса, т	РН	Планировавшаяся дата запуска
1	1	Базовый Блок 17КС №12801	19	8К82К «Протон-К»	1 кв. 1996 г.
2		Научно-энергетическая платформа НЭП			1996 г.
3		Стыковочный отсек	7	11А511У «Союз-У»	1996 г.
4		Служебный модуль	14	11К77 «Зенит-2»	1996 г.
5	2	Биотехнологический модуль	14	11К77 «Зенит-2»	1997 г.
6		Технологический модуль	14	11К77 «Зенит-2»	1998 г.
7	3	Модуль дистанционного зондирования и экологии	14	11К77 «Зенит-2»	

Все модули рассчитывались на выведение РН 11К77 «Зенит-2». На втором этапе должна была монтироваться ферма, получившая название «научно-энергетическая платформа» (НЭП), доставляемая по частям. На концах фермы должны были быть установлены солнечные батареи и две солнечные газотурбинные установки. Доставка экипажей должна была производиться кораблями «Союз ТМ», а снабжение станции – грузовыми кораблями «Прогресс М» с возвращаемыми капсулами «Радуга». Предусматривалось, что в случае возобновления программы «Энергия-Буран» возможны полеты к ДОС «Мир-2» также и МКК «Буран».

В 1993 году состав «Мира-2» был переработан. Добавились два универсальных стыковочных модуля (УСМ), с шестью стыковочными узлами каждый. Добавлялся также модуль ИПРЗ и модуль дооснащения, аналогичный модулю «Квант-2». На ферме НЭП предлагалось расположить два гермоотсека для размещения гиродинов и буферных батарей.

Документация на ДОС «Мир-2» была выпущена в 1994 году, но уже в 1993 году между Россией и США было подписано Межправительственное соглашение об участии США в программе «Мир» и России в программе Международной космической станции МКС. Это соглашение означало прекращение дальнейших работ по проекту «Мир-2».

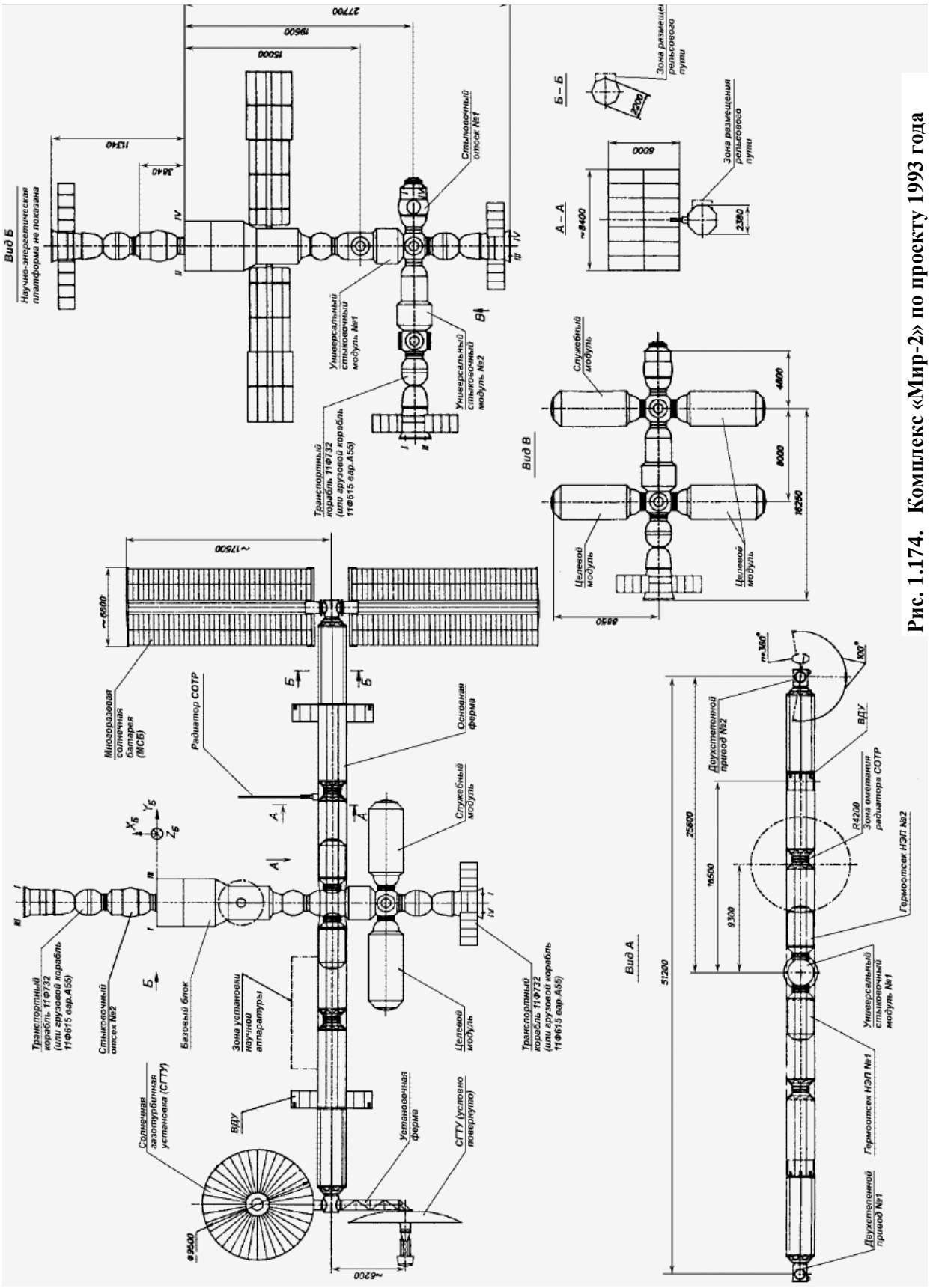


Рис. 1.174. Комплекс «Мир-2» по проекту 1993 года

6.11.2. Судьба базового блока 17КС №12801

Как говорилось выше, первоначально предполагалось использовать запасной экземпляр базового блока 17КС №12801 либо для продления существования ДОС «Мир» (путем замены выработавшего ресурс блока №12701 на «свежий» блок №12801), либо для создания на его основе новой ДОС «Мир-2». Оба эти варианта не были реализованы.

После подписания РФ и США в 1993 году Договора о совместном создании МКС было решено на основе базового блока 17КС №12801 создать Служебный Модуль МКС, получивший обозначение 17КСМ №12801. Модуль, названный «Звезда», был выведен на орбиту 12.07.2000 г. и пристыкован к МКС 26.07.2000 г.

Рис. 1.175. Служебный модуль «Звезда» 17КСМ №12801

6.11.3. Станции ДОС 17К

Ниже приведен перечень модулей ДОС 17К, изготовленных и запущенных на орбиту ИСЗ.

Табл. 1.51. Хроника запусков модулей ДОС 17К

№ п/п	№ поколения	Год начала разработки	Заводской номер	Официальное название	Дата запуска	Дата схода с орбиты
1	1	1969	17К №12101	Салют (Заря)	19.04.71	11.10.71
2			17К №12201	-	29.07.72[1]	-
3		1970	17К №12301	Космос-557	11.05.73	22.05.73
4			17К №12401	Салют-4	26.12.74	03.02.77
5	2	1971	17К №12501	Салют-6	29.09.77	29.07.82
6			17К №12502	Салют-7	19.04.82	07.02.91
7	3	1975	17КС №12701	Мир	20.02.86	23.03.01
8			17КСМ №12801	Звезда[2]	12.07.00	

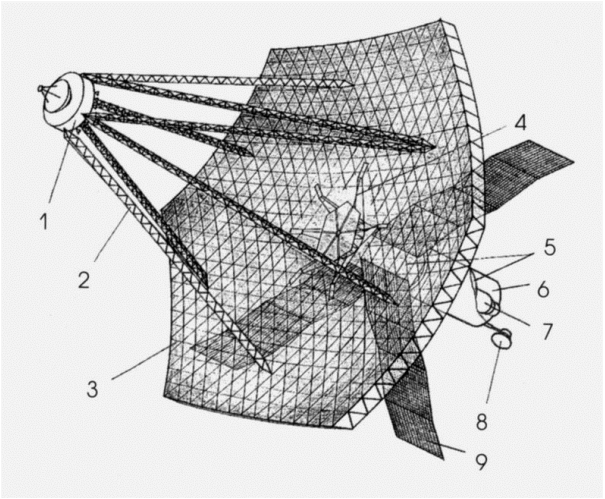
[1] Авария РН при запуске.

[2] В составе МКС.

6.11.4. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ РОС-7К

В 1980 году НПО «Энергия» совместно с НПО Точных Приборов и НПО «Радиоприбор» выступили с предложением о создании радиотехнической орбитальной станции РОС-7К на базе станций ДОС-7К («Заря» и «Салют»).

РОС-7К должна была являться космической частью многоцелевого комплекса «Галс». Основными задачами комплекса было радиолокационное исследование поверхности Земли в интересах народного хозяйства и науки, а также решение ряда военно-разведывательных задач. Комплекс мог применяться также и для астрофизических исследований.



1 – фокальное устройство
2 – опоры
3 – основное зеркало
4 – силовой корсет
5 – рабочий отсек (ДОС)
6 – агрегатный отсек
7 – переходная камера
8 – агрегат ОНА
9 – солнечные батареи

Рис. 1.176. Радиотехническая орбитальная станция РОС-7К

Эскизный проект на комплекс «Галс» был выпущен в 1981 году. Согласно проекту, орбитальная станция РОС-7К конструктивно должна была состоять из двух блоков: блока служебных систем (БСС) и антенного блока (АБ). БСС является модификацией основного блока ДОС 17К . Антенный блок, называвшийся также КРТ – космический радиотелескоп, – состоит из фокального устройства, опор крепления, раскрываемого основного зеркала и силового корсета. Наиболее сложным устройством является раскрываемое зеркало, которое представляет собой ферменную конструкцию, состоящую из композитных стержней и прикрепленной к ним металлической сетки. В исходном (стартовом) состоянии конструкция зеркала вместе с опорами и фокальным устройством находится в компактно сложенном виде, и удерживается в таком положении силовым корсетом. После выведения РОС-7К на орбиту силовой корсет освобождает ферменную конструкцию, которая с помощью специальных механизмов раскрывается и принимает форму сферического сегмента с радиусом кривизны 35 м. Максимальный поперечный размер зеркала – 30 м.

Проектная масса станции РОС-7К – 22,4 т, в том числе главного зеркала – 700 кг. Площадь солнечных батарей 119 м^2, мощность системы электропитания 16 кВт.

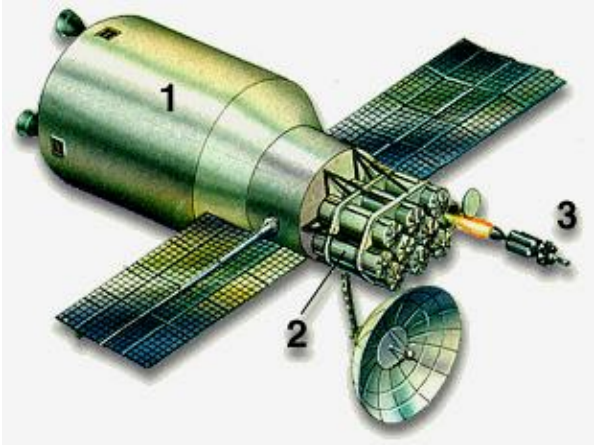
Станция РОС-7К должна была выводиться на орбиту РН 8К82К «Протон-К» или в грузовом отсеке МКК «Буран». Штатная орбита станции – круговая, высотой 600 км и наклонением 64,8º. Расчетный ресурс функционирования – 3-6 лет.

Основное время РОС-7К должна была работать в автоматическом режиме, но для проведения ремонтно-профилактических работ предусматривалось краткосрочное (до 7 суток) пребывание экипажа из 2 человек. Также планировалось проведение регулярных дозаправок топливных баков станции с помощью кораблей-заправщиков.

6.12. Боевые орбитальные станции

6.12.1. Проект «Каскад»

В 70-80-е годы на базе ДОС 17К были разработаны проекты боевых орбитальных станций (БОС) для поражения космических целей. Одним из таких проектов была боевая станция 17Ф111 «Каскад». Проект БОС «Каскад» разрабатывался на базе конструкции ДОС 17К. В отличие от ДОС гражданского назначения БОС должны были иметь существенно большие запасы топлива для маневрирования и сближения с орбитальными целями. Предусматривалась возможность дозаправки станций топливом с помощью кораблей-танкеров и посещение экипажем из двух человек для поддержания боевой готовности станций. Для экспедиций посещения должны были использоватся КК 7К-СМ (модификация КК 7К-С 11Ф732). Выведение БОС на орбиту на начальном этапе испытаний и эксплуатации должна была осуществлять РН 8К82К «Протон», а в дальнейшем – МТКК «Энергия-Буран».



1 – агрегатный и приборный отсеки
2 – бортовой комплекс вооружения
3 – самонаводящаяся ракета

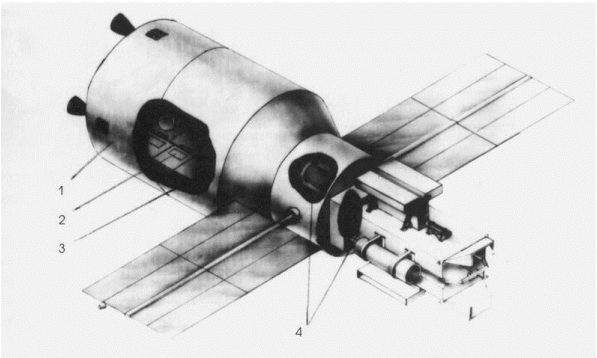
Рис. 1.177. БОС 17Ф111 «Каскад»

В качестве оружия БОС «Каскад» должна была нести самонаводящиеся ракеты «космос-космос», которые могли поражать цели на средневысотных и высоких орбитах (вплоть до геостационарной). Для испытаний ракет планировалось изготовить специальный вариант ТКГ «Прогресс», для этой цели в НПО «Энергия» изготавливались пять ТКГ «Прогресс» 11Ф615А15 (сер. №№ 129, 130, 131, 132 и 133). Испытания планировались на 1986-1988 годы, но не были проведены.

В начале 1990-х годов программа «Каскад» была закрыта.

6.12.2. Проект «Скиф»

Одновременно с БОС «Каскад» разрабатывалась БОС с лазерным оружием. Проекту было присвоено название 17Ф19 «Скиф». Конструктивно БОС «Скиф» аналогична БОС «Каскад», только вместо кассеты с самонаводящимися ракетами должна была монтироваться лазерная установка высокой мощности. Предполагалось, что БОС с лазерным оружием смогут поражать цели на низких орбитах.



1 – агрегатный отсек
2 – приборный отсек
3 – баки ОДУ
4 – бортовой комплекс вооружения

Рис. 1.178. БОС 17Ф19 «Скиф»

Орбитальная группировка БОС «Каскад» и «Скиф» должна была, таким образом, обеспечить перехват и уничтожение космических целей во всем диапазоне околоземных орбит.

По неофициальным данным, разрабатывались следующие варианты БОС «Скиф»:

Наименование	Тип	Сер. №	Назначение
Скиф-Д1	17Ф19Д1	18101	Опытная боевая станция без лазерной установки.
Скиф-ДМ	17Ф19ДМ	18201	Макет БОС для первого запуска РН «Энергия».
Скиф-Д2	17Ф19Д2	18301	Боевая станция с штатной лазерной установкой.
Скиф-С (Скиф-Стилет)	17Ф19С	18401	БОС с 10-ствольным инфракрасным лазером.
Скиф-У	17Ф19У	18501	Универсальная платформа

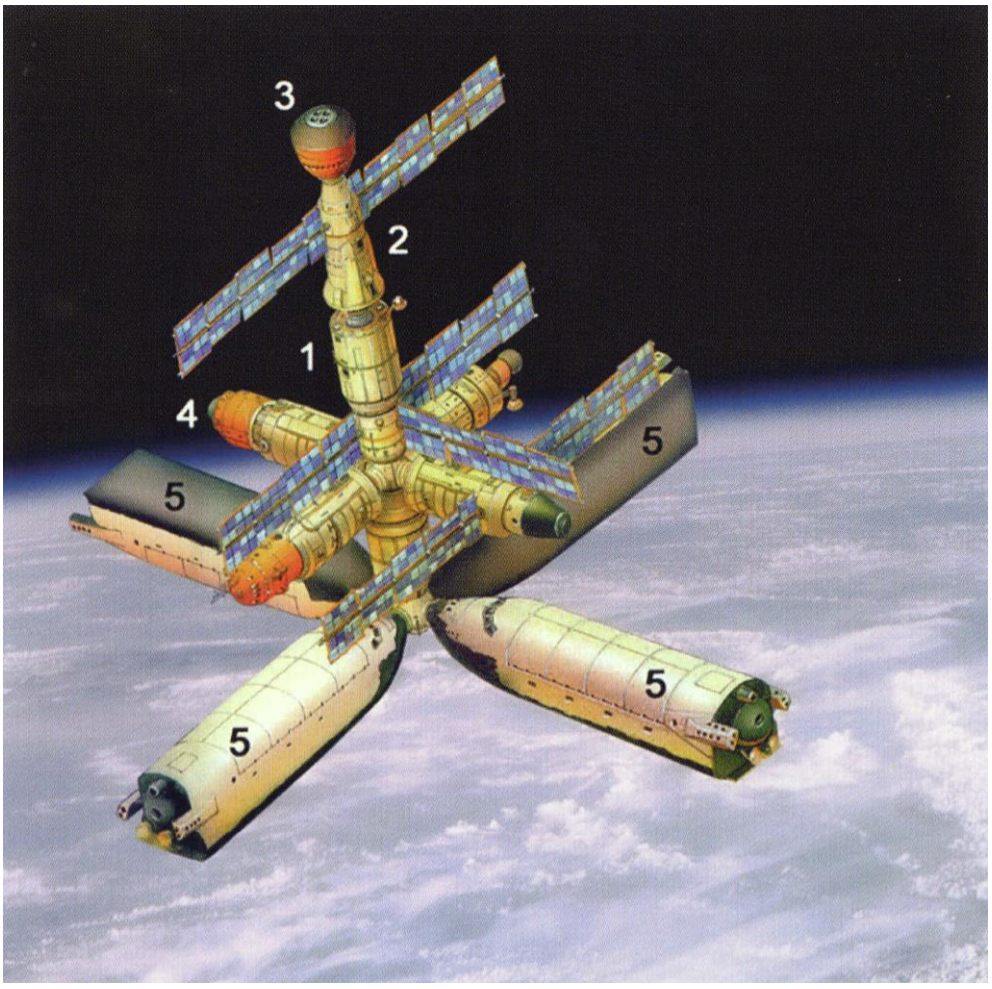
Работы по проекту «Скиф» были прекращены в начале 1990-х годов.

6.12.3. БОС ДЛЯ ПОРАЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ЦЕЛЕЙ

Для поражения важных наземных целей разрабатывалась орбитальная станция, основу которой также составляла ДОС 17К (рис. 1.179). К стыковочному отсеку станции должны были пристыковываться автономные модули, разработанные на базе МКК «Буран», с боевыми блоками баллистического или крылатого типа. После выдачи команды на занятие исходного положения модули должны были отделяться от станции и, маневрируя, выходить на заданные орбиты. По команде «Атака» боевые блоки должны были стартовать из модулей и переходить на траекторию поражения выбранных наземных целей.

Для посещения станций экипажем должны были использоваться транспортные КК 11Ф732 7К-СМ и 14Ф70 «Заря».

В начале 90-х годов работы по боевым орбитальным комплексам были прекращены.



1 – базовый блок станции
2 – командный модуль
3 – транспортный корабль «Заря»
4 – целевой модуль
5 – боевой модуль

Рис. 1.179. Орбитальная станция для поражения наземных целей

6.12.4. ПРОТОТИП БОС – «ПОЛЮС»

В 1989 году при первом запуске РН «Энергия» в качестве полезного груза был установлен прототип боевой орбитальной станции «Полюс». «Полюс» состоял из двух модулей – макета БОС «Скиф-ДМ» 17Ф19ДМ и разгонного модуля 11Ф77ДМ №16701, разработанного на базе ФГБ 11Ф77.

Запуск завершился неудачей из-за неправильной работы системы управления разгонного модуля после отделения от РН «Энергия».

6.13. Международная Космическая Станция

6.13.1. Проект МКС

В 1984 году Президент США Рональд Рейган пригласил правительства стран, дружественных США, принять участие в создании орбитальной станции «Freedom».

В начале 1990-х годов NASA предложила использовать в качестве спасательных КК, постоянно дежурящих в составе ОС «Freedom», советские КК типа «Союз» так как США в это время не располагали собственными КК, рассчитанными на долгосрочное пребывание на орбите.

СССР, в свою очередь, предложил расширить участие Советского Союза и объединить проекты американской ОС «Freedom» и советской ОКС «Мир-2».

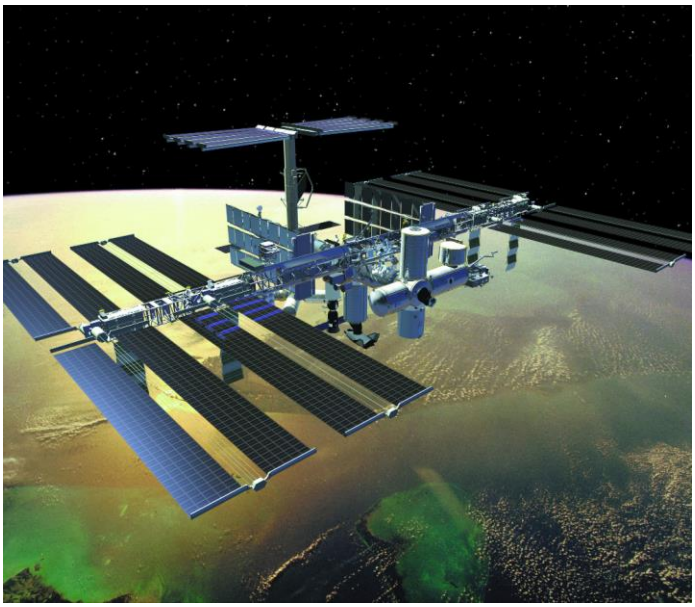


Рис. 1.180. МКС (по проекту 1993 г.)

2 сентября 1993 года премьер-министр Российской федерации В.Черномырдин и вице-президент США А.Гор подписали Договор о совместном создании Международной Космической Станции (МКС; в американском варианте написания – ISS, International Space Station) на основе объединения проектов ОКС «Freedom» и «Мир-2».

В ноябре 1993 года NASA и Российское космическое агентство (РКА) согласовали состав и последовательность сборки МКС. Согласно выработанному проекту, МКС должна состоять из американского и российского сегментов, соединенных как механически, так и по электрическим цепям. Российский сегмент унаследовал чертежное обозначение «Мира-2» – 27КСМ.

В соответствии с графиком, утвержденным 27.09.97 г., создание МКС должно было начаться 30.06.98 года выведением на монтажную орбиту российского служебного модуля 17КСМ «Звезда». Сборка МКС должна была продолжаться пять лет и завершиться в декабре 2003 года. Предусматривалось, что для этого потребуется три запуска РН «Протон-К», 34 запуска МТКС «Space Shuttle» и 7 запусков РН «Союз-У» (для доставки малоразмерных модулей).

Доставка экипажей МКС должна была выполняться как на МКК «Space Shuttle», так и на российских КК «Союз ТМ», которые должны были одновременно являться и спасательными кораблями. Всего график предусматривал использование 12 КК «Союз ТМ», один из которых должен был 22.01.99 года доставить на станцию первый экипаж. Планировалось, что первый КК «Союз ТМ» будет совершать полет в составе МКС 146 суток. Остальные КК должны были «дежурить» по 175-180 суток.

Грузы, помимо МКК «Space Shuttle», должны были доставляться на ТКГ «Прогресс М1». График предусматривал запуск 33 ТКГ. Предусматривалось, что будут использоваться и другие транспортные КА, создаваемые в процессе эксплуатации МКС.

6.13.2. Российский сегмент МКС

В соответствии с начальным проектом, в состав российского сегмента должны были входить модули, перечисленные в табл. 1.52.

Состав МКС вообще и российского сегмента, в частности, корректировался неоднократно.

Так, согласно первоначальному проекту, сборку МКС планировалось начать со служебного модуля 17КСМ №12801, который изготавливала РКК «Энергия». ГКНПЦ вышел с предложением, поддержанным американской стороной, об изменении порядка сборки. Первым элементом МКС по новому предложению должен был стать Энергетический модуль 77КМ №17501, обеспечивающий поддержание орбиты, электроснабжение и интерфейсы между российскими и американскими модулями. РКА и РКК «Энергия» не согласились с таким вариантом. Более того, РКА отказалось включать такой модуль в состав российского сегмента МКС. Тогда NASA приняла решение о заказе этого модуля на ГКНПЦ, полностью оплатив его изготовление. Тем не менее, этот модуль, получивший название ФГБ «Заря», стал считаться частью российского сегмента.

Табл. 1.52. Состав российского сегмента МКС (первоначальный проект)

Модуль	Фирма-разработчик	РН
Служебный модуль СМ	РКК «Энергия»	«Протон-М»
3 универсальных стыковочных модуля УСМ	РКК «Энергия»	«Зенит-2»
2 стыковочных отсека СО	РКК «Энергия»	«Союз-У»
Научно-энергетическая платформа НЭП	РКК «Энергия»	
Стыковочно-складской модуль МСС	РКК «Энергия»	«Зенит-2»
3 исследовательских модуля ИМ	РКК «Энергия»	«Союз-У»
2 модуля жизнеобеспечения МЖО	РКК «Энергия»	«Союз-У»

В 1996 году по предложению российской стороны стыковочно-складской модуль МСС, рассчитанный на запуск РН «Зенит-2», был заменен в проекте двумя малыми стыковочно-складскими модулями ССМ-1 и ССМ-2, запускаемыми РН «Союз-У». Эти модули, в свою очередь, в 1998 году были заменены на модуль МСС, создаваемый на базе ФГБ 11Ф77 и выводимый на орбиту ракетой-носителем «Протон». В августе 2000 года было объявлено, что стыковочно-складской модуль заменяется на коммерческий многоцелевой модуль «Enterprise».

В 2002 году РКК «Энергия» предложила переоборудовать коммерческий модуль «Enterprise», проект которого разрабатывался в инициативном порядке, в многоцелевой модуль, пригодный для жилья дополнительных членов экипажа.

Были удалены из состава МКС модули обеспечения жизнедеятельности – МЖО-1 и МЖО-2, а оборудование из них было перемещено в другие модули.

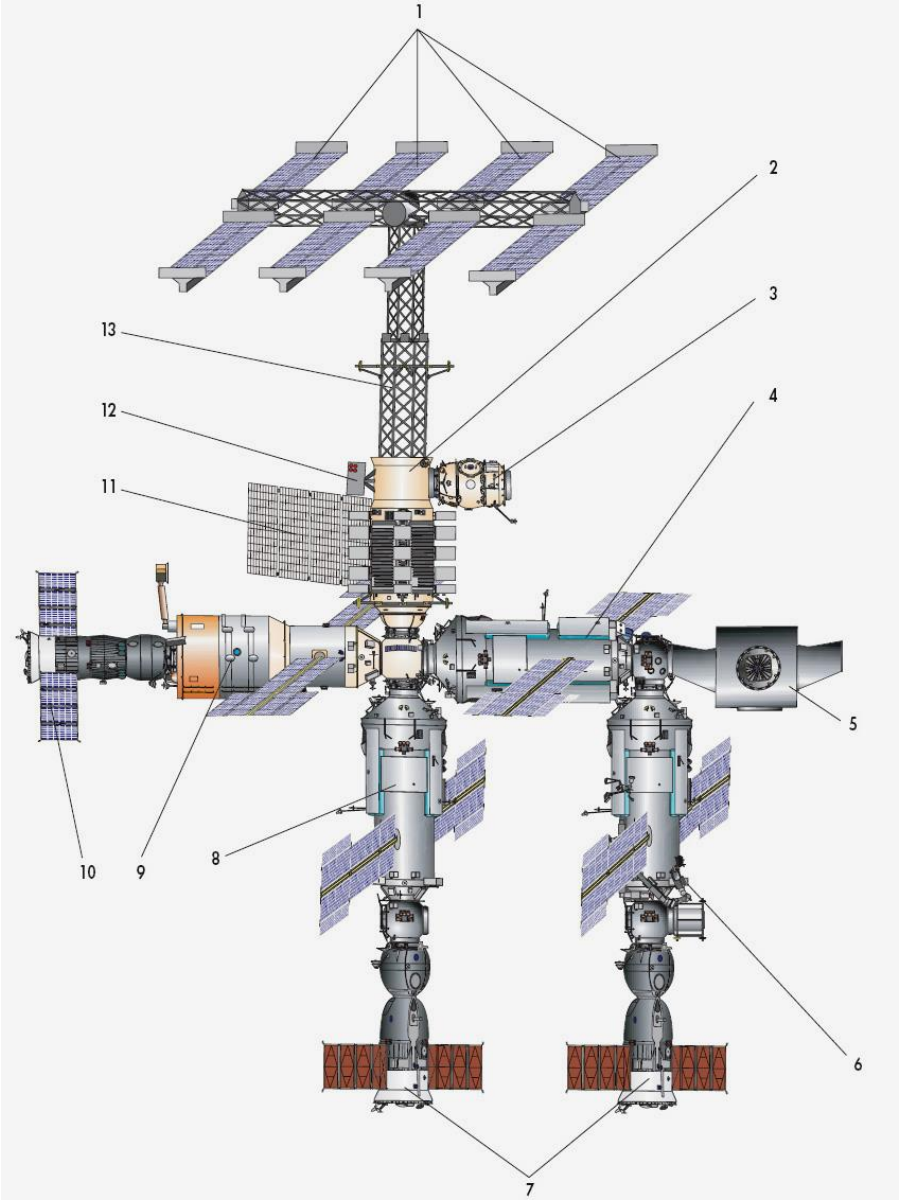
Научно-энергетическая платформа НЭП сначала была урезана до «Упрощенной НЭП» (2001 г.), а затем преобразована в научно-энергетический модуль НЭМ.

Универсальный стыковочный модуль УСМ, разрабатывавшийся РКК «Энергия», в 1996 году было решено передать в ГКНПЦ им. М.Хруничева для изготовления на базе ФГБ-2. В 2001 году УСМ был упрощен по составу оборудования и объему решаемых задач, а затем, к 2004 году, превратился в Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ, но все так же на базе многострадального ФГБ-2.

В 2002 году было принято решение дополнить российский сегмент МКС универсальным стыковочным модулем, который одновременно выполнял бы функции CSM – коммерческого модуля, предложенного ранее ГКНПЦ совместно с компанией Boeing.

К 2004 году вместо многоцелевого модуля МЦМ и двух российских исследовательских модулей ИМ было решено создавать только один ИМ и два малых научных модуля. Было признано целесообразным отказаться от создания стыковочного отсека СО-2.

В 2003 году после катастрофы МКК «Columbia» полеты других МКК Space Shuttle были приостановлены, и нагрузка по снабжению МКС полностью легла на Россию. В этой ситуации коммерческие полеты КК «Союз» также были прекращены, а состав российского сегмента МКС в очередной раз пересмотрен. В конце 2004 года был подготовлен новый проект российского сегмента, в соответствии с которым в состав МКС должны были входить модули, перечисленные в табл. 1.53.



1 – солнечные батареи НЭМ
2 – научно-энергетический модуль НЭМ
3 – стыковочный отсек СО-1 «Пирс»
4 – функционально-грузовой блок «Заря»
5 – узловой модуль Node-1 «Unity» (амер. сегмент)
6 – многоцелевой лабораторный модуль МЛМ
7 – транспортные КК «Союз ТМА»
8 – исследовательский модуль ИМ
9 – служебный модуль «Звезда»
10 – ТКГ «Прогресс М1»
11 – радиатор СТР
12 – выносная ДУ
13 – раздвижная ферма НЭМ

Рис. 1.181. Российский сегмент МКС (по проекту 2004 г.)
Рис. В.Мохова

Табл. 1.53. Состав российского сегмента МКС (проект 2004 года)

Модуль	Фирма-разработчик	РН
Энергетический модуль ФГБ «Заря»	ГКНПЦ им. Хруничева	«Протон-М»
Служебный модуль СМ «Звезда»	РКК «Энергия»	«Протон-М»
Стыковочный отсек СО-1 «Пирс»	РКК «Энергия»	«Союз-У»
Научно-энергетический модуль НЭМ		
Научно-лабораторный модуль НЛМ	ГКНПЦ им. Хруничева	«Протон-М»
Исследовательский модуль ИМ	ГКНПЦ им. Хруничева	«Протон-М»

Дальнейший пересмотр графика сборки и корректировка состава МКС были вызваны объявленным сроком прекращения эксплуатации МТКС Space Shuttle – 2010 год. Для завершения сборки МКС по принятым обязательствам США были вынуждены продлить полеты МТКК Space Shuttle еще на год. После 2011 года доставка экипажей на МКС выполнялась только российскими КК «Союз ТМА-М». Доставка грузов выполнялась российскими ТКГ «Прогресс М», европейскими ТКГ ATV, японскими ТКГ HTV, а также частными американскими ТКГ «Dragon» и «Cygnus».

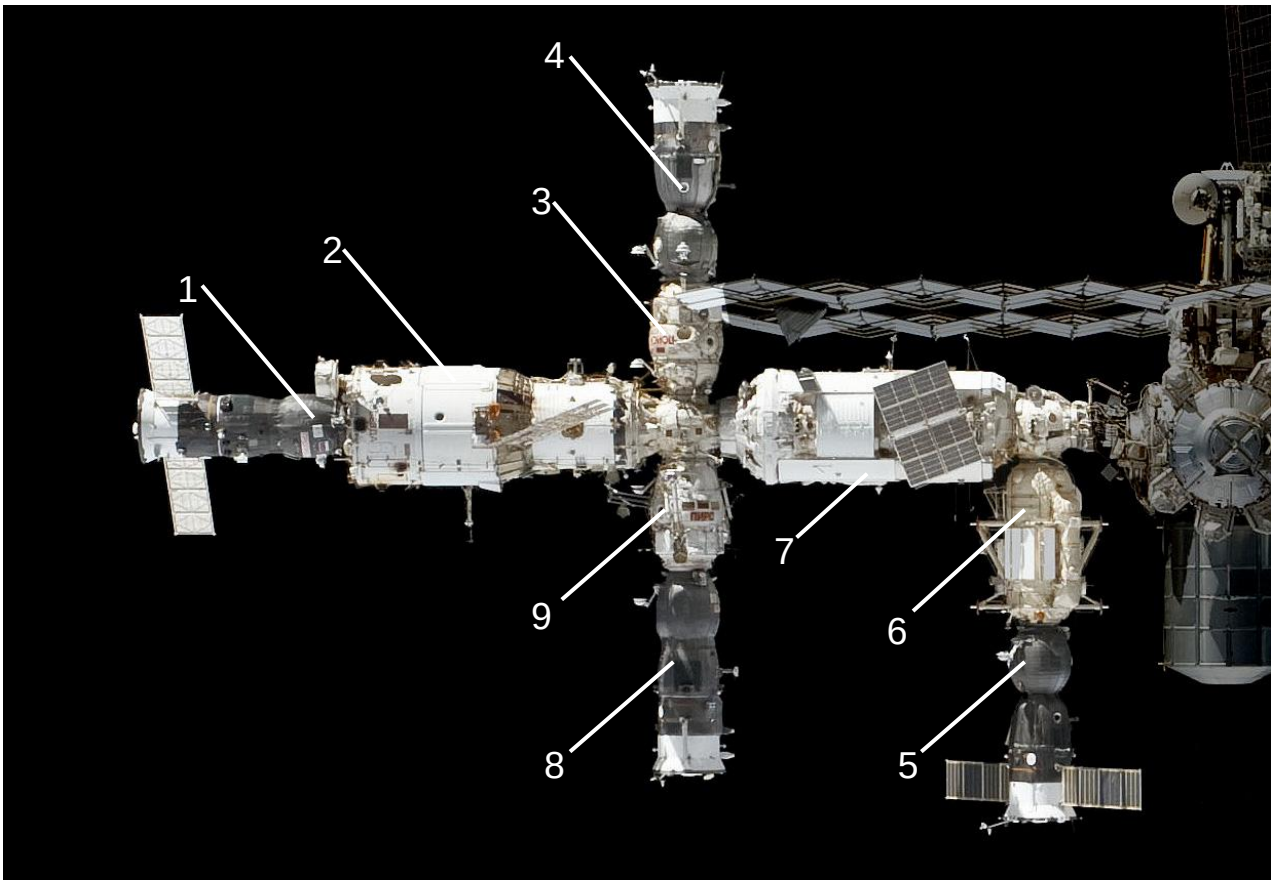
В феврале 2011 года в полете МКК Space Shuttle STS-133 к МКС был доставлен грузовой модуль MPLM «Leonardo», переоборудованный в постоянный многоцелевой модуль РММ и оставленный с составе МКС. На этом строительство американского сегмента МКС было завершено.

Строительство российского сегмента после восьмилетнего перерыва было продолжено в 2009 году, когда к МКС был доставлен Малый исследовательский/стыковочный модуль МИМ2-СО2 (МИМ-2) «Поиск». В 2010 году российский сегмент пополнился Стыковочно-грузовым/малым исследовательским модулем СГМ-МИМ1 (МИМ-1) «Рассвет».

В 2013 году планировалось ввести в состав МКС многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука», однако, изготовление и испытания этого модуля продлились до конца 2020 года. Запуск МЛМ по состоянию на начало 2021 года планировался на июль 2021 года. Перед этим предполагалось отстыковать от МКС и затопить модуль «Пирс», на место которого должен быть пристыкован модуль «Наука».

В сентябре 2021 года должен быть запущен и пристыкован к модулю «Наука» Узловой модуль «Причал». Для обеспечения энергопитания российского сегмента продолжена разработка научно-энергетического модуля НЭМ-1.

Обобщенная история изменения состава российского сегмента МКС приведена в табл. 1.54.



1 – ТКГ «Прогресс МС-14»
2 – СМ «Звезда»
3 – МИМ-2 «Поиск»
4 – КК «Союз МС-16»
5 – КК «Союз МС-17»
6 – МИМ-1 «Рассвет»
7 – ФГБ «Заря»
8 – ТКГ «Прогресс МС-16»
9 – СО-1 «Пирс»

Рис. 1.182. Российский сегмент МКС (по состоянию на 15.10.2020 г.)

Табл. 1.54. Изменение состава российского сегмента МКС

№ п/п	Модуль	Исх.	1993	1994	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	…	2020	2021
1	**Служебный модуль СМ «Звезда»**	+	+	+	+	+	+	+	√[1]													
	Универсальный стыковочный модуль УСМ-1	+	+	+	X[2]																	
	Универсальный стыковочный модуль УСМ-2	+	X																			
	Универсальный стыковочный модуль УСМ-3	+	X																			
2	**Стыковочный отсек СО-1 «Пирс»**	+	+	+	+	+	+	+	+	√												
	Научно-энергетическая платформа НЭП	+	+	+	+	+	+	+	+	X												
	Стыковочный отсек СО-2	+	+	+	+	+	+	X														
	Исследовательский модуль ИМ-1 (ИМ)	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	X								
	Исследовательский модуль ИМ-2	+	+	+	+	+	+	X														
	Исследовательский модуль ИМ-3	+	+	+	+	X																
	Модуль жизнеобеспечения МЖО-1	+	+	+	+	+	X															
	Модуль жизнеобеспечения МЖО-2	+	+	+	+	+	X															
3	**Энергетический модуль ФГБ «Заря»**		+	+	+	+	√															
	Стыковочно-складской модуль МСС (РКК «Энергия»)			+	X																	
	Универсальный стыковочный модуль УСМ (ГКНПЦ)				+	+	+	+	+	X												
	Стыковочно-складской модуль МСС-1				+	+	X															
	Стыковочно-складской модуль МСС-2				+	+	X															
	Украинский исследовательский модуль					+	?	?	?	?	?	X										
	Стыковочно-складской модуль МСС (ГКНПЦ)						+	+	X													
	Многоцелевой модуль МЦМ (ГКНПЦ)							+/X														
	Многоцелевой модуль МЦМ (РКК «Энергия»)							+/X														
	Коммерческий модуль «Enterprise»[3]								+	+	X											

[1] **√** – модуль изготовлен и запущен.

[2] **X** – разработка модуля прекращена.

[3] Инициативная разработка РКК «Энергия» и фирмы SpaceHab. В состав МКС модуль официально включен не был.

№ п/п	Модуль	Исх.	1993	1994	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	…	2020	2021
	Свободно летающий модуль (РКК «Энергия»)[1]									+/X												
	«Упрощенная» НЭП									+	+	X										
	«Упрощенный» УСМ									+	+	X										
	Коммерческий космический модуль CSM[2]									+	+	+	X									
	Многоцелевой модуль (МЦМ) «Enterprise»[3]										+	X										
	Многофункциональный модуль МФМ										+	X										
	Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ											+	+	+	+	+	+	+	+	…	+	+
	Научно-энергетический модуль НЭМ											+	+	X								
	Научно-энергетический модуль НЭМ-1														+	+	+	+	+	…	+	+
	Научно-энергетический модуль НЭМ-2														+	+	+	+	+	…	+	+
	Малый исследовательский модуль МИМ1													+	+	+	X					
	Малый исследовательский модуль МИМ2													+	+	+	X					
	Стыковочно-грузовой модуль СГМ														+	+	X					
4	**Стыковочно-грузовой/малый исследовательский модуль СГМ-МИМ1 (МИМ-1) «Рассвет»**																+	+	√			
5	**Малый исследовательский/стыковочный модуль МИМ2-СО2 (МИМ-2) «Поиск»**																+	√				
	Узловой модуль УМ «Причал»														+	+	+	+	+	…	+	+

[1] Техническое предложение РКК «Энергия». Не реализовывалось.

[2] Инициативная разработка ГКНПЦ им. Хруничева и фирмы Boeing. В состав МКС модуль официально включен не был.

[3] Инициативная разработка РКК «Энергия».

Табл. 1.55. Сборка МКС

№ п/п	Модуль	Назначение	Дата запуска		Дата стыковки модуля	Масса, кг	Средство выведения	Примечания
			По графику 1997 г.	Фактическая				
1	«Заря» 77КМ №17501	Энергетический модуль	30.06.98	20.11.98	-	20 264	РН «Протон-К»	Функционально-грузовой блок
2	«Unity» Node 1	Узловой модуль №1	09.07.98	04.12.98	07.12.98	11 500	МКК Endeavour STS-88	
3	«Звезда» 17КСМ №12801	Служебный модуль	05.12.98	12.07.00	26.07.00	20 264	РН «Протон-К»	
4	«Destiny» Lab	Лабораторный модуль	13.05.99	07.02.01	10.02.01	14 056	МКК Atlantis STS-98	
5	«Quest»	Шлюзовая камера	08.99	12.07.01	15.07.01	6 064	МКК Atlantis STS-104	
6	«Пирс» СО-1 №301	Стыковочный отсек	12.99	15.09.01	17.09.01	2 882	РН «Союз-У»	В составе ГКМ «Прогресс М-СО1»
7	«Harmony» Node 2	Узловой модуль №2	04.01	23.10.07	12.11.07	14 300	МКК Discovery STS-120	
8	«Columbus»	Европейский лабораторный модуль	10.02	07.02.08	12.02.08	12 078	МКК Atlantis STS-122	
9	ELM-PS	Грузовой модуль (составная часть японского комплекса «Kibo»)	05.01	11.03.08	14.03.08	8 484	МКК Endeavour STS-123	Временно был пристыкован на верхний узел модуля Node 2 «Harmony». Перенесен 06.06.08 г. на модуль JPM «Kibo».
10	«Kibo» JEM (JPM)	Герметичный модуль – основная часть японского комплекса «Kibo»	08.01	31.05.08	04.06.08	14 768	МКК Discovery STS-124	
11	«Поиск» МИМ-2 №302	Малый исследовательский модуль	11.02 (ИМ-2[1])	10.11.09	12.11.09	3 600	РН «Союз-У»	В составе ГКМ «Прогресс М-МИМ2».
12	«Tranquility» Node-3	Узловой модуль №3	07.02	08.02.10	12.02.10	13 004	МКК Endeavour STS-130	
13	«Cupola»	Модуль наблюдения	-	08.02.10	15.02.10	1 805	МКК Endeavour STS-130	
14	«Рассвет» МИМ-1 №1Л	Малый исследовательский модуль	08.02 (ИМ-1[2])	14.05.10	16.05.10	8 015	МКК Atlantis STS-132	
15	«Leonardo» РММ	Постоянный многоцелевой модуль	-	25.02.11	01.03.11	12 861	МКК Discovery STS-133	Оставлен в составе МКС для постоянной эксплуатации.
16	«BEAM»	Экспериментальный надувной модуль компании Bigelow Aerospace	-	10.04.16	16.04.16	1 413	ТКГ «Dragon» (SpX-8)	Модуль был наддут до рабочего состояния 28.05.2016 г. Первый вход экипажа в модуль – 06.06.2016 г.

[1] Модуль ИМ-2 исключен из состава МКС в 1999 г. В 2005 г. в проектный состав МКС введен модуль МИМ-2.

[2] Модуль ИМ-1 исключен из состава МКС в 2005 г. Взамен в проектный состав МКС введен модуль МИМ-1.

№ п/п	Модуль	Назначение	Дата запуска		Дата стыковки модуля	Масса, кг	Средство выведения	Примечания
			По графику 1997 г.	Фактическая				
	«Наука»	Многоцелевой лабораторный модуль	-					См. п. 6.13.3.16.
	«Причал» УМ	Узловой модуль УМ						См. п. 6.13.3.8.
	ТМ	Трансформируемый модуль	-					См. п. 6.14.4.3.

6.13.3. Российские модули МКС

6.13.3.1. Энергетический модуль «Заря»

Первым элементом МКС стал российский функционально-грузовой блок 77КМ №17501 «Заря», который отсутствовал в начальном проекте МКС и был введен в состав МКС вместо двух Универсальных стыковочных модулей УСМ по предложению американской стороны.

ФГБ «Заря» построен ГКНПЦ им. М.В.Хруничева по контракту с фирмой Boeing, являющейся главным подрядчиком NASA по строительству МКС. В соответствии с выполняемыми функциями ФГБ «Заря» называется также «Энергетический модуль».

ФГБ «Заря» предназначен для выполнения следующих задач первого этапа сборки МКС:

- обеспечение стыковки с американским модулем Node 1 «Unity» и российским Служебным модулем «Звезда»;
- обеспечение стыковок с транспортными КК «Союз» и грузовыми КА «Прогресс»;
- обеспечение жизнедеятельности первых экипажей МКС;
- обеспечение энергетических потребностей МКС на начальном этапе сборки;
- управление ориентацией и поддержание орбиты МКС;
- прием, хранение и распределение топлива;
- размещение расходуемых ресурсов.

Рис. 1.183. Первый модуль МКС – ФГБ «Заря»

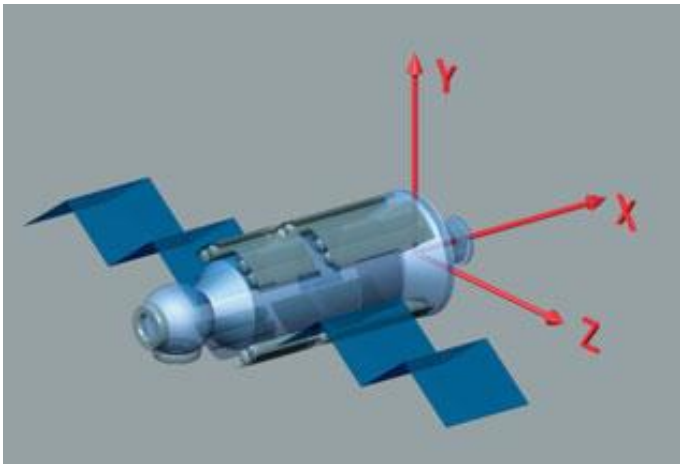


Рис. 1.184. Связанная система координат модуля «Заря»

ФГБ «Заря» конструктивно состоит из приборно-герметичного отсека (ПГО) и герметичного адаптера (ГА). ПГО со свободного торца (+X) имеет стыковочный узел типа ССВП-М, предназначенный для стыковки со Служебным модулем.

ГА состоит из конического переходника, приваренного бóльшим диаметром к корпусу ПГО, и сферического корпуса, в котором установлены два стыковочных узла: осевой (-X) пассивный андрогинный периферийный агрегат АСПП и нижний (-Y) пассивный агрегат ССВП. Осевой узел ССВП (+X) предназначен для стыковки с адаптером РМА-1 американского модуля Node 1 «Unity», а нижний узел предназначен для стыковок транспортных КК «Союз» и грузовых КА «Прогресс». Для обеспечения стыковок используется система «Курс-П».

Длина корпуса ФГБ «Заря» – 12,561 м, максимальный диаметр – 4,1 м, объем герметичного корпуса – 71,5 м^3. Атмосфера в ФГБ соответствует стандартной земной.

Расчетное время функционирования ФГБ на орбите – 15 лет.

ФГБ оснащен двигательной установкой, состоящей из трех типов ЖРД:

- 2 двигателя коррекции и сближения (ДКС) тягой по 417 кгс;
- 24 двигателя причаливания и стабилизации (ДПС) тягой по 40 кгс;
- 16 двигателей точной стабилизации (ДТС) тягой по 1,36 кгс.

Все двигатели используют высококипящие компоненты топлива – НДМГ и тетраоксид азота. Максимальная вместимость баков ДУ ФГБ составляет 6,1 т, запуск ФГБ производится при количестве топлива не более 3,8 т. Дозаправка баков производится на орбите путем перекачки доставленного топлива с транспортных КА.

Вывод ФГБ на монтажную орбиту ИСЗ выполнен РН «Протон» 20.11.98 г. Стартовая масса ФГБ – 20,264 т, в т.ч. 3,45 т топлива. ФГБ «Заря» выведен на орбиту высотой 184 х 362 км и наклонением 51,6°. На четвертые и пятые сутки полета орбита была откорректирована до высоты 386 х 405 км.

6.13.3.2. ФГБ-2

Параллельно с подготовкой ФГБ «Заря», с которого должна была начаться сборка МКС, ГКНПЦ им. М. Хруничева начал изготовление запасного блока – 77КМ №17502 ФГБ-2. Это было сделано для страховки на случай аварии РН при запуске ФГБ 77КМ №17501 – в случае неудачного запуска блок 77КМ №17502 мог бы быть выведен на орбиту не позже, чем через один год.

Предусматривалось, что если запуск основного ФГБ пройдет успешно, то ФГБ-2 будет использован для других целей. В частности, генеральный директор ГКНПЦ Анатолий Киселев предложил использовать ФГБ-2 в роли тяжелого грузового КА для доставки к МКС 9 т грузов, в том числе 6 т топлива (ГТК-ФГБ).

В дальнейшем ФГБ-2 неоднократно «примерялся» на роль различных модулей для МКС, например, таких, как стыковочно-складской модуль МСС, универсальный стыковочный модуль УСМ и др., но каждый раз принималось решение изготавливать специализированный модуль заново.

В августе 2001 года было принято решение о создании на базе ФГБ-2 упрощенного УСМ, получившего временное обозначение УФМ (Универсальный функциональный модуль), совместив его с модулем CSM (Commercial Space Module) для выполнения научных экспериментов по коммерческим заказам.

В 2002 модуль ФГБ-2 был перенацелен на использование в качестве основы для многофункционального модуля МФМ. В 2003 году модуль ФГБ-2 получил окончательное назначение – его корпус окончательно переконструирован для многоцелевого лабораторного модуля МЛМ «Наука». Запуск МЛМ запланирован на 2013 год.

Табл. 1.56. Эволюция планов использования модуля ФГБ-2

Период	Предлагаемое назначение
1995 – 1997	«Дублер» ФГБ «Заря»
начало 1997	Временная замена Служебного модуля СМ
лето 1997	Универсальный стыковочный модуль УСМ
апрель 1998	Стыковочно-складской модуль МСС
1998	Грузовой транспортный корабль ГТК-ФГБ
1998-1999	Высокоширотная станция ВШКС
1999	Многоцелевой модуль МЦМ
июль 2000	Коммерческий модуль CSM
декабрь 2000	Грузовой транспортный корабль ГТК-ФГБ, остающийся в составе МКС
август 2001	Универсальный функциональный модуль УФМ (упрощенный стыковочный + коммерческий модуль)
август 2002	Многофункциональный модуль
август 2003	Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука»
2016	Многоцелевой лабораторный модуль усовершенствованный МЛМ-У «Наука»

6.13.3.3. Служебный модуль «Звезда»

Служебный модуль (СМ) 17КСМ №12801 «Звезда» является основой российского сегмента МКС. СМ обеспечивает деятельность экипажа численностью до шести человек и управление станцией с регулярно изменяющейся конфигурацией. На этапе развертывания МКС он является базовым модулем всей станции, основным местом для жизни и работы экипажа. Это наиболее сложный и насыщенный аппаратурой российский модуль МКС.

Основные функции СМ:

Рис. 1.185. Служебный модуль «Звезда»

- обеспечение условий работы и отдыха экипажа;
- управление работой основных частей орбитального комплекса;
- снабжение комплекса электроэнергией;
- обеспечение двусторонней радиосвязи экипажа с наземным комплексом управления;
- прием и передача телевизионной информации;
- передача телеметрической информации о состоянии экипажа и бортовых систем;
- прием на борту информации по управлению;
- ориентация комплекса относительно центра масс;
- коррекция орбиты комплекса;
- обеспечение возможности сближения и стыковки других объектов комплекса;
- поддержание заданного температурно-влажностного режима жилого объема, элементов конструкции и оборудования;
- обеспечение условий выхода космонавтов в открытое пространство, выполнения ими работ по техническому обслуживанию и ремонту на внешней поверхности станции;
- проведение научных и прикладных исследований и экспериментов с использованием доставляемой целевой аппаратуры;
- возможность осуществлять двустороннюю бортовую связь всех модулей МКС.

Конструктивно СМ «Звезда» состоит из четырех отсеков: трех герметичных – переходного отсека (ПхО), рабочего отсека (РО) и промежуточной камеры (ПрК), а также негерметичного агрегатного отсека (АО), в котором размещена объединенная двигательная установка (ОДУ).

СМ оснащен четырьмя стыковочными агрегатами: два установлены по продольной оси (один – на ПхО, второй – на АО) и два – по бокам ПхО. Осевым узлом на ПхО (носовым) модуль стыкуется с ФГБ «Заря». На верхнем узле переходного отсека планируется установка Научно-энергетической платформы (НЭП). К нижнему стыковочному узлу ПхО должен быть пристыкован Универсальный стыковочный модуль (УСМ). Узел на агрегатном отсеке (кормовой) предназначен для стыковок грузовых и транспортных кораблей.

Переходный отсек предназначен для обеспечения перехода членов экипажа между СМ и другими модулями МКС, присоединенными к трем стыковочным узлам ПхО. Он также выполняет функции шлюзового отсека при выходе членов экипажа в открытый космос. По форме ПхО представляет собой сочетание сферы и усеченного конуса. Длина ПхО – 2,78 м, герметичный объем – 6,85 м^3. Конусной частью ПхО крепится к РО.

Рабочий отсек предназначен для размещения основной части бортовых систем и оборудования СМ, для жизни и работы экипажа.

Корпус РО состоит из двух цилиндров разных диаметров (2,9 м и 4,1 м), соединенных между собой коническим переходником. Длина цилиндра малого диаметра – 3,5 м, большого – 2,9 м. Переднее и заднее днища – сферические. Общая длина РО – 7,7м, герметичный объем с оборудованием – 75,0 м^3, объем обитания экипажа – 35,1 м^3. Жилые помещения РО оборудованы средствами

обеспечения жизнедеятельности экипажа. В зоне малого диаметра РО находится центральный пост управления станцией с блоками контроля и аварийно-предупредительными пультами. В зоне большого диаметра РО имеются две персональные каюты (объемом 1,2 м^3 каждая), санитарный отсек с умывальником и ассенизационным устройством, кухня с холодильником-морозильником, рабочий стол со средствами фиксации, медицинская аппаратура, тренажеры для физических упражнений, небольшая шлюзовая камера для отделения контейнеров с отходами и малых КА и др. Также на корпусе РО в зоне малого диаметра размещены две панели солнечных батарей площадью по 38 м^2 каждая. В РО имеется восемь иллюминаторов, один из которых, диаметром 420 мм, снабжен откидной крышкой. Два иллюминатора стоят в индивидуальных каютах.

Промежуточная камера предназначена для обеспечения перехода космонавтов между СМ и кораблями «Союз» или «Прогресс», пристыкованными к кормовому стыковочному узлу. ПрК по форме представляет собой цилиндр диаметром 2,0 м и длиной 2,34 м. Внутренний объем – 7,0 м^3. На ПрК находится кормовой стыковочный узел, предназначенный для стыковок грузовых и транспортных кораблей, в том числе российских КК «Союз ТМ», «Союз ТМА», «Прогресс М» и «Прогресс М2»,а также европейского ТКГ ATV. Для внешнего наблюдения в ПрК имеются два иллюминатора, а снаружи на ней закреплена телекамера.

Агрегатный отсек предназначен для размещения агрегатов объединенной двигательной установки (ОДУ). На корме АО имеется два корректирующих двигателя типа С5.79 тягой по 315 кгс, а на боковой поверхности – четыре блока двигателей ориентации тягой по 13.3 кгс. В состав ОДУ также входят четыре бака сильфонного, которые вмещают до 558 кг окислителя (азотный тетраоксид) и 302 кг горючего (НДМГ). Агрегаты и внешний корпус АО размещены вокруг промежуточной камеры, расположенной по оси модуля. Наружный диаметр АО – 4,1 м.

Масса СМ на орбите 20 264 кг (при максимальной заправке топливом), длина 13,11 м, максимальный диаметр корпуса 4,15 м, максимальные поперечный размер (по коробам коммуникаций) – 4,35 м. Размах солнечных батарей – 29,73 м, площадь – 76 м^2. Расчетная продолжительность функционирования на орбите – 15 лет.

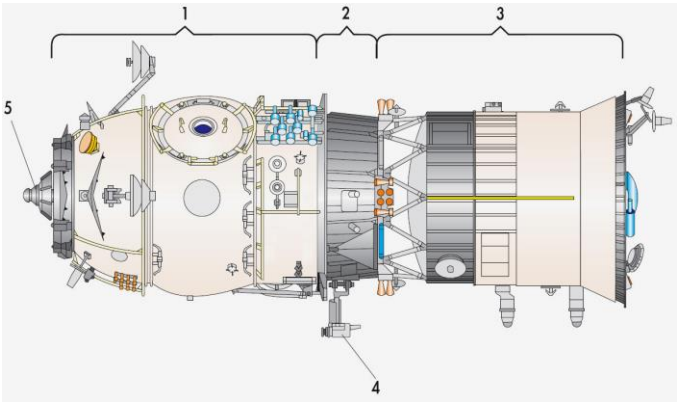
СМ «Звезда» выведен на орбиту ИСЗ 12.07.2000 г. и пристыкован к МКС 26.07.2000 г.

6.13.3.4. Стыковочный отсек СО-1 «Пирс»

Стыковочный отсек, несмотря на имя собственное – «Пирс»[1], традиционно для РКК «Энергия» сохраняет свое обозначение по внутренней классификации проектов – 240ГК (проект №240 службы Главного Конструктора). Он предназначен как для стыковок к нему грузовых и транспортных кораблей, так и для выхода в открытый космос экипажа МКС.

СО-1 создан на основе стыковочных отсеков, проектировавшихся для станции «Мир-2». Упрощенным прототипом отсека 240ГК является стыковочный отсек 316ГК, который был доставлен к станции «Мир» в ноябре 1995 г.

СО-1 имеет длину по гермокорпусу 4,05 м и максимальный диаметр 2,55 м. Внутренний объем отсека равен 13 м^3, масса – 2,88 т. Для выходов космонавтов на боковой поверхности СО-1 в зоне максимального диаметра есть люк диаметром 1 м. По



1 – стыковочный отсек «Пирс»
2 – переходник
3 – приборно-агрегатный отсек
4 – телекамера
5 – стыковочный узел ССВП-М

Рис. 1.186. Грузовой корабль-модуль «Прогресс М-СО1»

[1] В начале 2000 г., согласно некоторым сообщениям, стыковочному отсеку СО-1 предполагалось дать название «Стрела».

продольной оси СО-1 с противоположных сторон стоят два стыковочных узла: активный гибридный ССВП-М (Г8000) для стыковки с СМ «Звезда» и пассивный обычный ССВП (Г4000) для приема КК «Союз» и КА «Прогресс».

Доставка СО-1 к МКС выполнялась с помощью ПАО ТКГ «Прогресс-М». Стыковочный отсек вместе с ПАО образовали так называемый корабль-модуль «Прогресс М-СО1». Масса корабля-модуля при старте – 7 130 кг, в т.ч.3 676 кг – масса СО-1 «Пирс» с размещенными в нем грузами, доставляемыми на МКС.

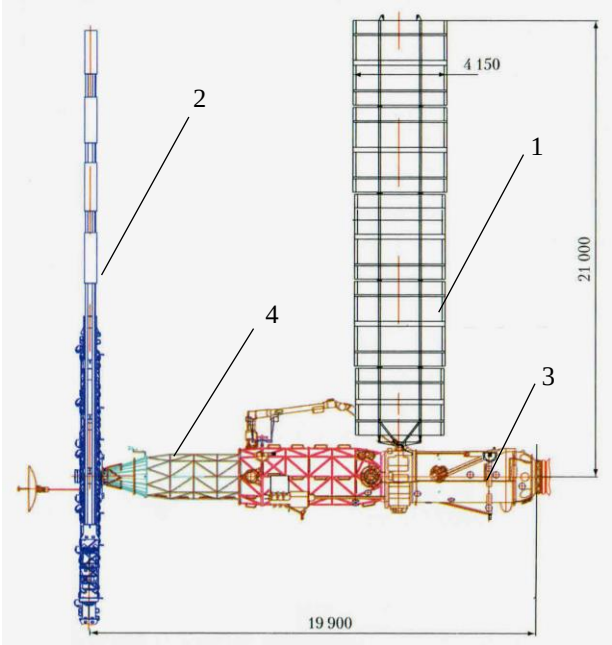
15.09.01 г. был произведен запуск РН «Союз-У» с ТКМ «Прогресс М-СО1», а 17.09.01 г. ТКМ пристыковался к надирному узлу СМ «Звезда». 26.09.01 г. ПАО корабля-модуля отстыковался от СО-1, освободив стыковочный узел, и затем был сведен с орбиты.

6.13.3.5. Стыковочный отсек СО-2

По проекту МКС 1993 года в состав российского сегмента должен был войти Стыковочный отсек СО-2 (361ГК), аналогичный по конструкции модулю СО-1. Основным назначением СО-2, помимо возможностей стыковки к нему транспортных кораблей, являлось выполнение функций шлюзовой камеры. В 1999 году было принято решение о сохранении в составе МКС модуля СО-1 и, как следствие, о ненужности модуля СО-2. В 2006 году к идее использования СО-2 вернулись вновь, совместив функции стыковочного отсека с задачами малого исследовательского модуля. Новый модуль получил название МИМ-2.

6.13.3.6. Научно-энергетическая платформа НЭП

Научно-энергетическая платформа НЭП должна была состоять из герметичного посещаемого отсека и внешних секций, представляющих собой решетчатые раздвигаемые конструкции. В негерметичной зоне должны были размещаться энергетические установки, в частности, газотурбинные генераторы, а также научная аппаратура. К центральной части платформы крепилась раздвижная конструкция радиационного теплообменника.



1 – солнечные батареи
2 – радиационный теплообменник
3 – герметичный отсек
4 – раздвижная ферма

Рис. 1.187. Научно-энергетическая платформа НЭП

Разработка конструкции НЭП была поручена Волжскому КБ.

Проект модуля НЭП, как и все остальные компоненты МКС, неоднократно подвергался пересмотру и переделкам, что было связано, в первую очередь, с недостаточным финансовыми трудностями. Первоначально возникло предложение создать упрощенный вариант НЭП. К 2004 году вместо научно-энергетической платформы было решено ввести в состав МКС научно-энергетический модуль НЭМ.

6.13.3.7. Научно-энергетический модуль НЭМ

Начальный проект научно-энергетического модуля НЭМ был разработан в РКК «Энергия». Согласно проекту, модуль должен был состоять из герметичного отсека и раздвижной фермы с восемью панелями солнечных батарей. В гермоотсеке НЭМ предполагалось разместить гиродины и оборудование систем электропитания и терморегулирования. Снаружи планировалось закрепить часть оборудования этих систем, а также выносную двигательную установку для управления МКС по крену. Планировалось также выделить в модуле пространство, оборудованное для установки научных приборов, которые могли бы доставляться на МКС в транспортных КК.

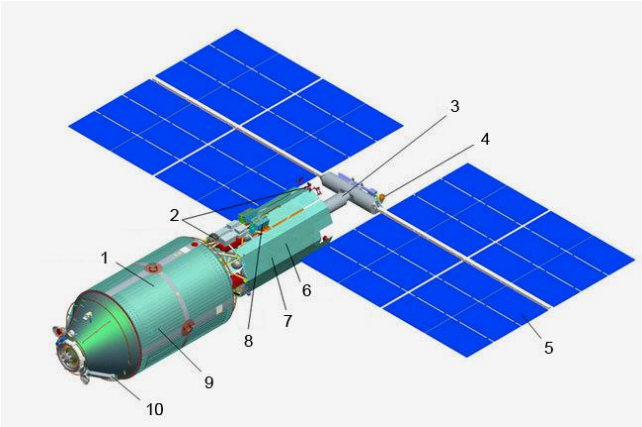
НЭМ должен был иметь два стыковочных узла: активный, расположенный в носовой части гермоотсека, и пассивный, размещенный на боковой поверхности хвостовой части гермоотсека. Носовым узлом НЭМ должен был стыковаться к верхнему (зенитному) стыковочному узлу переходного отсека СМ «Звезда», а на боковой пассивный узел планировалось перенести СО «Пирс».

Модуль НЭМ должен был доставляться к МКС в грузовом отсеке МКК Space Shuttle.

В 2005 году, после пересмотра графика полетов МТКК Space Shuttle в сторону сокращения, было принято решение не изготавливать научно-энергетический модуль в связи с невозможностью выделить для его запуска полет МТКК Space Shuttle. Высказывалось предложение о запуске НЭМ на РН «Протон», но тогда это предложение не было принято.

В 2006 году было решено, что НЭМ все-таки будет создаваться, более того, будет построено два однотипных блока – НЭМ-1 и НЭМ-2, которые будут выводиться РН «Протон-М» по отдельности и будут стыковаться к российскому Узловому модулю.

В конце 2012 года состоялся конкурс на проект научно-энергетического модуля, в котором участвовали РКК «Энергия» и Центр им. Хруничева. Конкурс выиграл проект РКК «Энергия» – изделие 575ГК, – разработанный на базе первоначального проекта модуля НЭМ.



1 – герметичный отсек
2 – блоки двигателей коррекции
3 – механизм выдвижения и ориентации СБ
4 – спутниковая система связи
5 – солнечные батареи
6 – радиатор
7 – негерметичный отсек
8 – аккумуляторы
9 – радиатор
10 – манипулятор перестыковки

Рис. 1.188. Научно-энергетический модуль НЭМ-1

Масса модуля НЭМ-1 – 20,89 т, длина – 25,3 м, диаметр 4,1 м. Габариты с развернутыми радиатором и солнечными панелями – 26,5 х 25,3 х 10,5 м. Объем герметичного отсека – 94 м^3, объем для научного оборудования – 12 м^3. Мощность солнечных батарей – 18 кВт.

В герметичном отсеке модуля НЭМ-1 установлены стойки медицинского оборудования, тренажеры и унифицированные рабочие зоны для научной аппаратуры. В негерметичном отсеке размещается двигательная установка и механизм раскрытия солнечных батарей, а также антенна широкополосной системы связи.

На внешней поверхности герметичного отсека размещаются универсальные рабочие места, а на корпусе негерметичного отсека – аккумуляторы, радиатор и блоки двигателей коррекции.

Модуль НЭМ-1 сначала будет пристыкован к надирному стыковочному узлу Узлового модуля «Причал», а затем с помощью манипулятора перестыковки будет перемещен на боковой узел этого модуля.

По состоянию на 2006 год планировалось, что модуль НЭМ-1 должен быть запущен в 2014 году, НЭМ-2 – в 2015 году. К 2013 году сроки сдвинулись, запуск модуля НЭМ-1 был перенесен на 2016 год, НЭМ-2 – на 2017 год.

Рис. 1.189. Узловой модуль УМ

6.13.3.8. Российский Узловой модуль «Причал»

В 2006 году было принято решение о создании российского Узлового модуля (изделие 573ГК). Этот модуль представляет

собой сферическую оболочку с шестью стыковочными узлами. Одним узлом – активным, – модуль должен быть пристыкован к нижнему узлу многоцелевого лабораторного модуля МЛМ, который, в свою очередь, будет присоединен к надирному узлу СМ «Звезда».

В 2013 году модуль получил название «Причал».

Масса модуля 4,0 т, герметичный объем 14 м^3. Доставка к МКС специализированным ТКГ «Прогресс М-УМ» планировалась на 2013 г., но в конце 2013 года было объявлено, что в связи с проблемами в подготовке модуля МЛМ запуск модуля «Причал» состоится не ранее 2022 года.

6.13.3.9. Российские исследовательские модули

6.13.3.9.1. Начальные проекты

В конце 1990-х годов ГКНПЦ им. Хруничева проводил разработку трех типов исследовательских модулей (ИМ) для российского сегмента МКС. По имеющимся данным, за основу ИМ были взяты модули дооснащения ОКС «Мир» (модули «Квант-2», «Кристалл», «Спектр» и «Природа»). Из-за отсутствия финансирования в 1998 году количество разрабатываемых модулей сократилось до двух, а в 1999 году – до одного (кроме этого, разрабатывался также украинский ИМ).

Было предложено два проекта ИМ:

- проект РКК «Энергия» – модуль на базе ТКГ «Прогресс М2» под РН «Зенит-2». Масса модуля 9 т с последующим дооснащением до 12 т;
- проект ГКНПЦ им. Хруничева – модуль на базе ФГБ под РН «Протон-К» массой 20 т с последующим увеличением до 24 т.

ЦНИИМаш, проведя анализ возможного состава научной аппаратуры модуля, определил его массу в 16 т. Тогда ГКНПЦ предложил новый вариант на той же базе, но меньшей размерности.

По предложенному проекту ИМ состоит из двух блоков:

- герметичный научный модуль. Корпус научного модуля образован конической секцией, стандартной для кораблей ТКС и модулей 77КС, цилиндрической секцией диаметром 4,1 м и сферическим днищем. На торцах модуля расположены пассивные стыковочные узлы. Масса научного модуля – 16 т.
- служебный блок, обеспечивающий доставку модуля к МКС. Корпус блока имеет диаметр 2,9 м, в нем размещается ДУ коррекции орбиты и ориентации, часть служебных систем. Служебный блок пристыкован к научному модулю на узел, расположенный на конической секции. После стыковки корабля к МКС служебный блок отделяется, освобождая стыковочный узел ИМ для приема грузовых и транспортных кораблей. Масса служебного блока – 4 т.

Были предложены и другие варианты компоновки ИМ:

- модуль меньшего диаметра с размещением на его внешней поверхности платформ с научной аппаратурой;
- модуль с небольшой шлюзовой камерой для выноса наружу научной аппаратуры;
- разгерметизируемый модуль с большим боковым люком для заноса в него больших стоек с научной аппаратурой.

В 2005 г. был утвержден новый состав российского сегмента, в соответствии с которым к надирному узлу СМ «Звезда» должен был стыковаться большой Исследовательский модуль (ИМ), выведенный на орбиту РН «Протон». В свою очередь, к боковым узлам гермоадаптера ИМ должны быть пристыкованы два малых модуля МИМ-1 и МИМ-2. Малые исследовательские модули рассчитаны на выведение с помощью РН «Союз». Позднее от большого модуля ИМ было решено отказаться, а малые модули МИМ-1 и МИМ-2 должны были стыковаться к Многофункциональному Лабораторному модулю МЛМ.

Дальнейшим шагом по пути оптимизации состава РС МКС стало объединение функций малых модулей. Так, модуль МИМ-1 был объединен со стыковочно-грузовым модулем, а МИМ-2 – со стыковочным отсеком СО-2. В результате появились модули МИМ1-СГМ и МИМ2-СО2.

6.13.3.9.2. Украинский исследовательский модуль

Летом 1997 года Россия и Украина подписали двустороннее соглашение о создании украинского модуля в рамках российского сегмента МКС. Национальное космическое агентство Украины рассчитывало проводить с помощью этого модуля различные научные эксперименты.

В мае 1998 года были рассмотрены два варианта украинского исследовательского модуля, основанные также на двух существовавших в это время проектах российских исследовательских модулей:

- проект РКК «Энергия» – модуль на базе ТКГ «Прогресс М1» под РН «Зенит-2»;
- проект ГКНПЦ им. Хруничева – модуль на базе ФГБ под РН «Протон-К».

ГКНПЦ им. Хруничева подготовил также проект облегченного модуля на базе ФГБ, который мог бы запускаться РН «Зенит-2», с последующим дооснащением экспериментальным оборудованием.

В связи с тем, что кроме общих договоренностей и деклараций, никаких контрактов подписано не было, проект украинского исследовательского модуля не реализовывался.

6.13.3.9.3. Модуль МИМ1-СГМ

Модуль, первоначально характеризуемый, как малый исследовательский/стыковочно-грузовой и имевший обозначение МИМ1-СГМ, позднее получил наименование МИМ-1 «Рассвет».

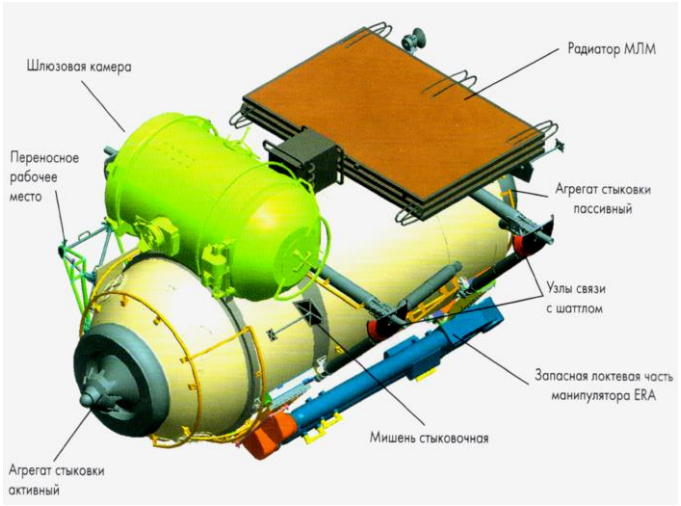


Рис. 1.190. Малый исследовательский / Стыковочно-грузовой модуль МИМ1-СГМ

Модуль разработан и изготовлен по контракту с NASA. В контракте модуль именуется как стыковочно-грузовой (Docking and Stowage Module, DSM).

За основу конструкции модуля был взят корпус герметичного приборного отсека модуля НЭП (Научно-энергетическая платформа). Модуль без навесного оборудования имеет длину 6,53 м, диаметр корпуса 2,2 м. Максимальная ширина (по цапфам крепления в грузовом отсеке МКК Space Shuttle) – 4,97 м. Герметичный объем отсека – 18,1 м^3, в т.ч. объем, свободный от оборудования 14,5 м^3, при этом 5,5 м^3 предназначены для размещения груза, доставляемого вместе с модулем. Стартовая масса модуля составила 8,015 т, в т.ч. масса собственно модуля – 5,075 т, масса доставляемых грузов и оборудования – 2,94 т.

Назначенный срок службы после выведения на орбиту – 10 лет.

В модуле предусмотрено пять рабочих мест: четыре стационарных и одно универсальное. Аппаратура модуля МИМ-1 предназначена для исследований в области биотехнологий и материаловедения.

На переднем торце модуля расположен активный стыковочный узел для пристыковки к надирному узлу ФГБ «Заря». На заднем торце размещен пассивный стыковочный узел для стыковки российских транспортных кораблей.

На внешней поверхности модуля при доставке были закреплены: шлюзовая камера для Многоцелевого лабораторного модуля МЛМ, радиатор для МЛМ, запасная секция для европейского манипулятора ERA и переносное рабочее место с элементами крепления для манипулятора. После доставки МЛМ к МКС все эти грузы были с помощью манипулятора перенесены на МЛМ.

Модуль МИМ1 «Рассвет» был выведен на орбиту и доставлен к МКС многоразовым космическим кораблем Space Shuttle «Atlantis» в полете STS-132. Запуск МКК был произведен 14.05.10 г., стыковка с МКС – 16.05.10 г. 18.05.10 г. модуль МИМ1 «Рассвет» был перенесен с помощью манипуляторов на постоянное место – на нижний (надирный) стыковочный узел СМ «Звезда».

6.13.3.9.4. Модуль МИМ-2/СО2

Малый исследовательский модуль МИМ2 «Поиск» конструктивно аналогичен стыковочному модулю СО1 «Пирс». Оба модуля имеют проектный номер 240ГК. Модуль «Поиск» (240ГК №2) отличается от модуля «Пирс» (240ГК №1) установленным комплексом целевого оборудования для проведения научных исследований и некоторыми доработками конструкции. Модуль «Поиск» является переходным стыковочным отсеком для транспортных кораблей «Союз» и «Прогресс», а также может исполнять роль шлюзового отсека при выходах космонавтов в открытый космос.

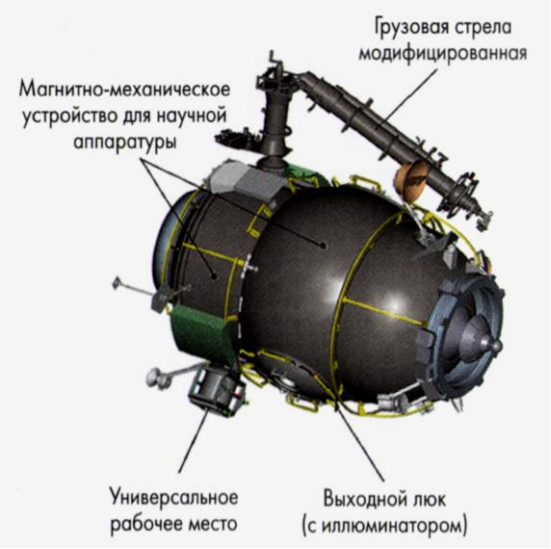


Рис. 1.191. Модуль МИМ2 «Поиск»

Первоначально новый модуль носил комбинированное наименование: МИМ-2/СО-2, затем оно было сокращено до МИМ-2.

Масса модуля 3,6 т, длина – 4,05 м, диаметр – 2,55 м. Объем гермоотсека – 12,5 м^3. Расчетный срок службы модуля – 5 лет.

12.11.09 г. модуль МИМ-2 «Поиск» был доставлен к МКС специализированным ТКГ «Прогресс М-МИМ2» 11Ф615А55.40 № 302 и пристыкован к верхнему стыковочному узлу Служебного модуля «Звезда».

6.13.3.10. Стыковочно-складской модуль МСС

6.13.3.10.1. МСС на базе КА 11Ф615Ф77 «Прогресс М2»

Первоначально стыковочно-складской модуль МСС был задуман, как отсек грузового корабля-модуля (ГКМ), создаваемого на базе КА 11Ф615Ф77 «Прогресс М2». Масса МСС должна была составить 8 т (без служебных отделяемых отсеков ГКМ). МСС должен был иметь два стыковочных узла, расположенных по продольной оси: носовым узлом МСС пристыковывался к МКС, а к кормовому могли стыковаться КК «Союз ТМ» и американские спасательные КК. Запуск ГКМ, запланированный на январь 2000 г., должен был выполняться на РН «Зенит-2».

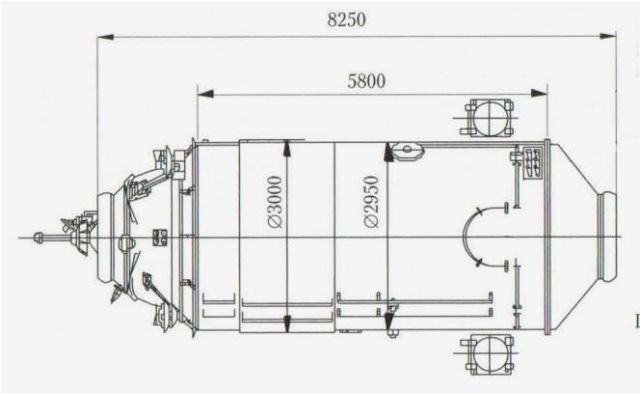


Рис. 1.192. Стыковочно-складской модуль МЦМ (РКК «Энергия»)

6.13.3.10.2. ССМ на базе модуля 316ГК

В связи с отказом от использования в программе МКС РН «Зенит-2», о чем было принято решение в 1996 году, РКК «Энергия» предложила изготовить два стыковочно-складских модуля, выводимых на орбиту ракетой-носителем «Союз-У», – ССМ-1 и ССМ-2. Конструктивно модули должны были быть подобны стыковочному модулю 316ГК, разработанному ранее для ДОС «Мир». Масса модулей составляла около 3 т, доставка их к МКС должна была осуществляться «буксиром», роль которого исполняет ПАО КА «Прогресс».

6.13.3.10.3. МСС на базе модуля ФГБ 11А77

В апреле 1998 года было принято решение вместо двух малых ССМ создать стыковочно-складской модуль МСС по типу модулей ФГБ 11Ф77. МСС должен был иметь три стыковочных узла: два осевых и один дополнительный боковой. Первоначально намечалось изготовить МСС, используя имеющийся ФГБ-2 77КМ №17502. Вскоре выяснилось, что для полного выполнения требований технического задания, на чем категорически настаивала РКК «Энергия», требуется кардинальная

переделка ФГБ-2. Руководство ГКНПЦ приняло решение о создании МСС «с нуля», а ФГБ-2 использовать для других целей.

6.13.3.11. Модули жизнеобеспечения МЖО-1 и МЖО-2

По первоначальному проекту в составе МКС должно было быть два модуля с аппаратурой жизнеобеспечения, выводимых на орбиту ракетой-носителем «Союз-У». Разработку модулей должна была вести РКК «Энергия». В апреле 1998 года было принято решение об изменении схемы размещения части оборудования. Так, в частности, гиродины перемещались из универсального стыковочного модуля УСМ в новый большой стыковочно-складской модуль МСС, разрабатываемый ГКНПЦ им. М.Хруничева, а на их место в модуле УСМ было решено поместить оборудование, которое ранее планировалось устанавливать в модулях жизнеобеспечения. Тем самым модули МЖО-1 и МЖО-2 становились ненужными, и от их изготовления было решено отказаться.

6.13.3.12. Универсальный стыковочный модуль УСМ

6.13.3.12.1. УСМ разработки НПО «Энергия»

Проект универсального стыковочного модуля появился в НПО «Энергия» в 1993 году как составная часть проекта ОС 180ГК «Мир-2». Предполагалось изготовить и доставить на орбиту три модуля УСМ.

Каждый УСМ должен был выводиться на орбиту в составе корабля-модуля, состоящего из собственно УСМ и блока служебных отсеков. Служебные отсеки должны были отбрасываться и затопляться после доставки УСМ к ОС.

Модуль должен был иметь два осевых и четыре радиальных стыковочных узла.

Стартовая масса УСМ около 8000 кг. Для запуска модулей предполагалось использовать РН «Зенит-2», хотя прорабатывался и облегченный вариант УСМ для запуска РН «Союз-У».

В 1993 году все три УСМ перешли из проекта ОС «Мир-2» в проект МКС, однако, в том же 1993 году их количество было сокращено до одного в связи с принятым предложением о замене двух УСМ одним Энергетическим модулем.

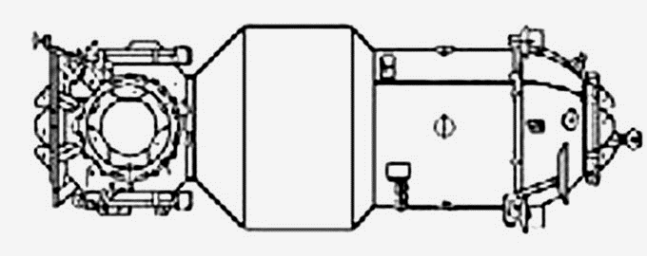


Рис. 1.193. Универсальный стыковочный модуль (НПО «Энергия»)

В 1996 году Российское космическое агентство объявило об отказе от использования Россией ракет-носителей «Зенит-2», как минимум, до 2000 года. В связи с этим решением был пересмотрен проект УСМ. Было решено разработать универсальный стыковочный модуль на базе ФГБ 11Ф77.

6.13.3.12.2. УСМ разработки ГКНПЦ им. М.Хруничева

В ГКНПЦ им. М.Хруничева на базе ФГБ 11Ф77 был разработан универсальный стыковочный модуль (УСМ) 77КМС №17801. В июне 1998 года Росавиакосмос, РКК «Энергия» и Центр Хруничева согласовали и утвердили График создания УСМ 77КМС №17801. В соответствии с Графиком, выведение модуля УСМ на орбиту должно было состояться 30.06.02 г. – при наличии финансирования со стороны Росавиакосмоса. Так как в бюджете Росаваикосмоса средства на создание этого модуля не были предусмотрены, генеральный директор ГКНПЦ А.Киселев принял решение начать изготовление модуля за счет собственных средств предприятия.

УСМ должен был обеспечить решение следующих задач:

- стыковка к осевому узлу, последующая перестыковка на боковые узлы УСМ российских целевых модулей и Стыковочного отсека 2, связь их интерфейсов с СМ;
- пристыковка транспортных грузовых кораблей и пилотируемых транспортных кораблей к УСМ;

- дозаправка баков СМ или ФГБ через свои магистрали от осевого пассивного стыковочного узла УСМ;
- прием, переработка и распределение электроэнергии от солнечных батарей российского и американского сегментов;
- размещение гиродинов;
- размещение не менее двух базовых точек европейского манипулятора ERA;
- развертывание бортового комплекса управления российского сегмента МКС на основе бортовой вычислительной системы;
- размещение научно-исследовательского, экспериментального и иного целевого оборудования;
- задействование двигателей УСМ для управления МКС по крену с запиткой от баков Служебного модуля.

Масса УСМ на старте составляет 23,5 т, на орбите – 19,34 т. Длина – 12,579 м, максимальный диаметр – 4,05 м. Объем гермокорпуса УСМ – 70 м^3. Расчетный срок работы УСМ в составе МКС – 15 лет. При разработке модуля рассматривалась возможность отсоединения УСМ от МКС после выработки ресурса его систем и сведение с орбиты с помощью собственной ДУ.

Для изготовления УСМ первоначально планировалось использовать модуль ФГБ-2 – дублер основного ФГБ, однако далее решено было изготовить корпус УСМ заново, т.к. использование ФГБ-2 77КМ №17502 требовало слишком большого объема переделок.

Работы по модулю УСМ 77КМС №17801 при отсутствии финансирования продолжались недолго, и вскоре были прекращены.

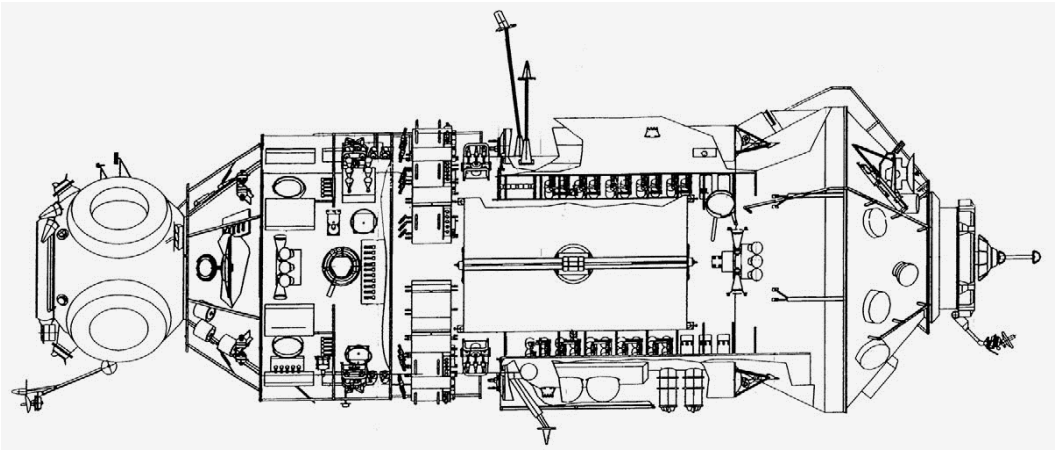


Рис. 1.194. Универсальный стыковочный модуль 77КМС

В августе 2001 года было принято решение о создании упрощенного УСМ, получившего временное обозначение УФМ (Универсальный функциональный модуль), совместив его с модулем CSM (Commercial Space Module) для выполнения научных экспериментов по коммерческим заказам.

В 2004 году было решено вместо УФМ построить многофункциональный лабораторный модуль МЛМ, все так же на базе ФГБ-2.

6.13.3.13. Многоцелевой модуль МЦМ

Осенью 1998 года NASA рассматривала варианты размещения на МКС научной аппаратуры, поставляемой разработчиками для научного модуля Destiny и модуля с центрифугой, изготовление которых задерживалось. ГКНПЦ им. Хруничева обратился к NASA с предложением о введении в структуру МКС многоцелевого модуля МЦМ, на котором могла бы быть размещена американская научная аппаратура, и который мог бы быть создан в краткие сроки на основе ФГБ-2 77КМ №17502 – «дублера» модуля «Заря». Масса модуля – около 18,5 т, в т.ч. 3,5 т доставляемого топлива. Объем герметичных отсеков – 21 м^3.

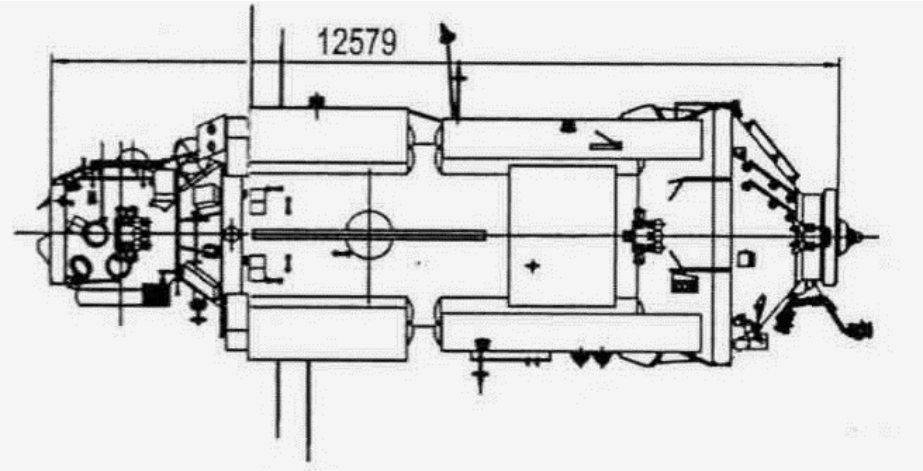


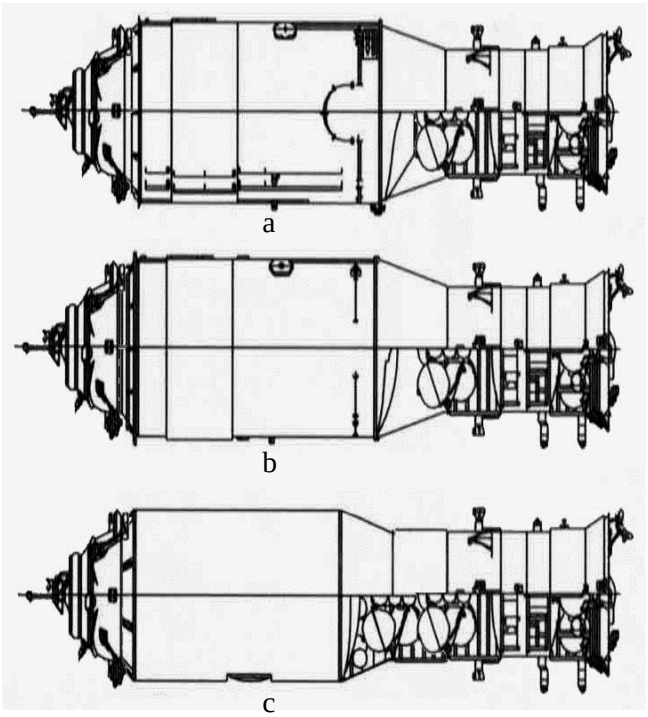
Рис. 1.195. Модуль МЦМ на базе ФГБ-2

В результате переговоров, проведенных в конце 1998 г. – начале 1999 г., был подготовлен контракт на приобретение фирмой Boeing у ГКНПЦ им. М.В.Хруничева модуля ФГБ-2 и его переделку в МЦМ.

Однако непосредственно перед подписанием контракта РКК «Энергия» обратилась к фирме Boeing с предложением создать МЦМ на базе грузового корабля 11Ф615А75 «Прогресс М2» и запустить его на РН «Зенит-2» с Байконура либо на РН «Зенит-3SL» с платформы «Sea Launch». Полная масса модуля с унифицированным ПАО – 13,0 т, масса МЦМ около 7 т, в т.ч. 1,5 т – масса доставляемого топлива. Объем герметичных отсеков – до 25 м^3. Данное предложение должно было быть особенно интересным для компании Boeing, поскольку она являлась одним из основных акционеров консорциума Sea Launch.

РКК «Энергия» планировала создать серию многоцелевых модулей на базе унифицированных корабля-модуля и передней полусферы со стыковочным агрегатом, представляющего собой модифицированный ПАО ТКГ «Прогресс М2».

В июле 1999 года фирма Boeing сообщила об отказе от постройки модуля МЦМ по финансовым причинам.



a) стыковочно-складской
b) исследовательский
c) грузовой с топливным модулем

Рис. 1.196. Варианты модуля МЦМ на базе ТКГ «Прогресс М2»

6.13.3.14. Коммерческий модуль «Энтерпрайз»

В 1999 году РКК «Энергия» и американская компания Spacehab, Inc. подписали соглашение о создании коммерческого многоцелевого модуля «Энтерпрайз» (Enterprise). Официально модуль в состав МКС включен не был.

6.13.3.14.1. Вариант 1

Модуль «Энтерпрайз» имеет форму цилиндра диаметром 3,66 м. С обоих концов к цилиндрической оболочке приварены конические днища со стыковочными узлами. Общая длина модуля – 11 м. Внутреннее пространство модуля разделено на два отсека, научно-складской и мультимедийный, где планировалось оборудовать студию телевещания. Объем герметичных отсеков – 44 м^3.

Внутри модуля смогут одновременно работать до семи человек. С внешней стороны на модуле имеются платформы для размещения разнообразной полезной нагрузки. Также имеется узел для захвата канадским манипулятором SSRMS.

Для доставки модуля «Энтерпрайз» к МКС к нему присоединяется ПАО транспортно-грузового корабля «Прогресс М2». Масса модуля (без ПАО) – около 6 800 кг. Запуск рассчитан на РН «Зенит-2».

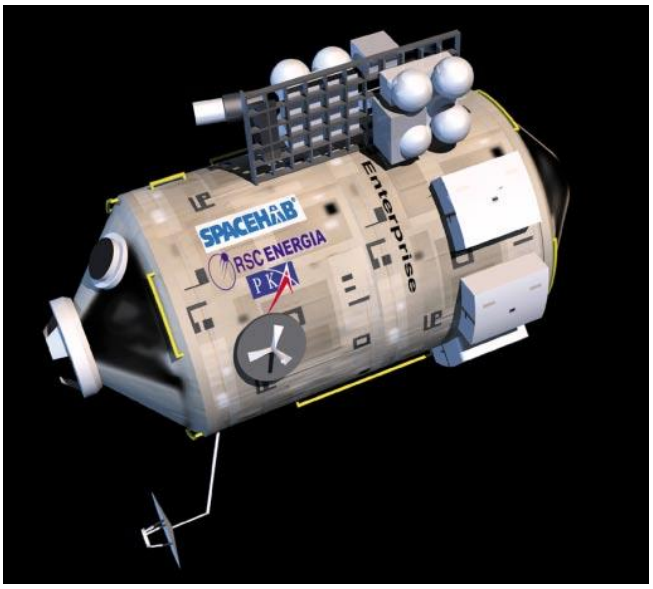


Рис. 1.197. Модуль «Энтерпрайз» (вариант 1)

6.13.3.14.2. Вариант 2

Результатом конструкторской проработки явился проект модуля «Энтерпрайз» вариант 2. Согласно проекту, модуль представляет собой герметичный отсек диаметром 2,9 м и длиной 8,87 м, внутри и снаружи которого устанавливается служебное и научное оборудование. Модуль, пристыкованный к надирному узлу ФГБ, обеспечивает выполнение следующих функций:

- стыковку транспортных и грузовых кораблей;
- передачу топлива от пристыкованных ТКГ в топливную систему ФГБ;
- возможность прохода экипажа по наружной поверхности к другим модулям;
- стабилизацию с помощью гиродинов;
- функционирование манипулятора ESA и грузовой стрелы;
- управление МКС по крену с помощью двигателей МЦМ.

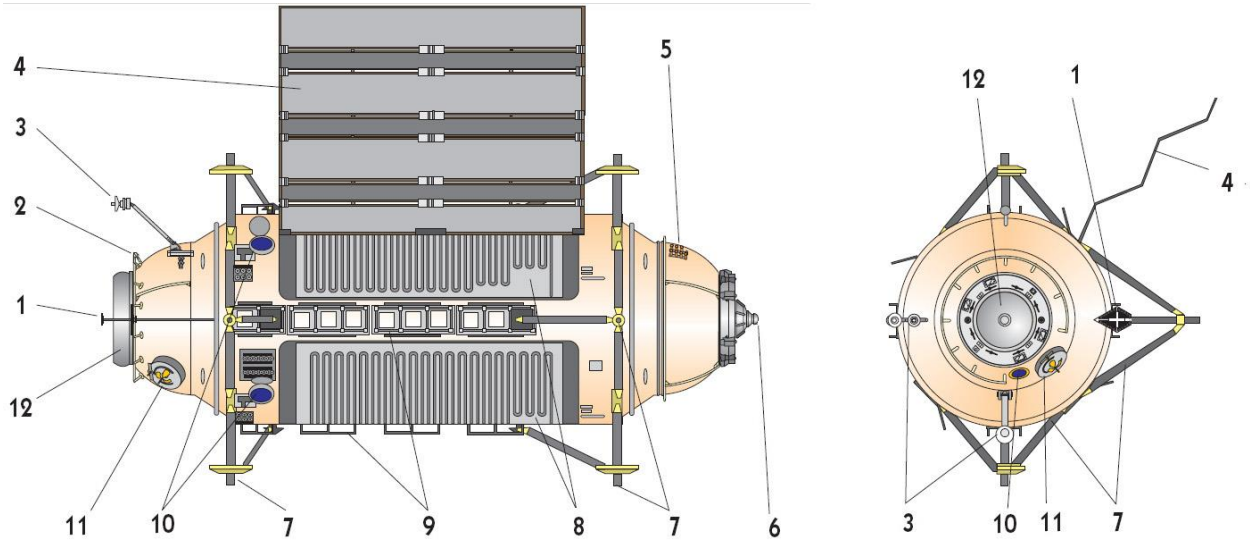
Внутри модуля предусмотрено два специализированных отсека, для размещения телестудии и для размещения научного оборудования. Также внутри герметичного отсека предусмотрена ремонтная мастерская для оперативного ремонта служебного и научного оборудования и два спальных места. Модуль оборудован двумя стыковочными узлами: активным для стыковки с МКС и пассивным для приема транспортных и грузовых кораблей. Доставка модуля к МКС выполняется с помощью унифицированного ПАО на базе ТКГ «Прогресс М2».

Рис. 1.198. Модуль «Энтерпрайз» (вариант 2)

При выборе в качестве ракеты-носителя РН «Зенит» масса модуля составляет 7,57 т, в т.ч. масса доставляемых грузов – до 0,5 т. В случае использования РН «Протон» масса модуля может быть увеличена до 12,5 т, в т.ч. масса грузов – до 3,2 т.

6.13.3.14.3. Проект МЦМ 2002 года

В результате отказа NASA от создания жилого модуля Hab на МКС возникла проблема с недостаточным объемом жилых отсеков для размещения дополнительных членов экипажа (свыше трех). Фирма Spacehab, Inc. предложила переработать проект коммерческого модуля «Энтерпрайз» с целью использования его объемов в качестве жилых отсеков. Окончательный проект модуля был подготовлен РКК «Энергия» в 2002 году.



1 – стыковочная мишень
2 – поручни
3 – антенны системы «Курс-П»
4 – складной радиатор СОТР
5 – гермоплата
6 – активный стыковочный узел ССВП-А
7 – штанги крепления в ГО МКК Space Shuttle
8 – радиатор СОТР
9 – узлы крепления внешних грузов
10 – иллюминаторы
11 – узел захвата манипулятором
12 – пассивный стыковочный узел ССВП-П

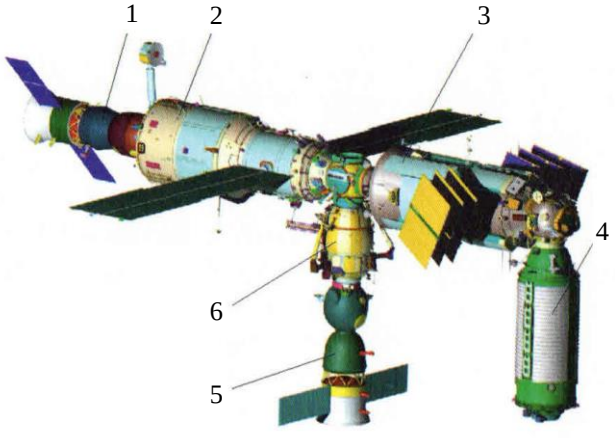
Рис. 1.199. Модуль МЦМ (проект 2002 г.)
Рис. В.Мохова

Длина модуля – 9,2 м, максимальный диаметр – 2,9 м, герметичный объем – 50 м^3. Модуль оборудован двумя стыковочными узлами типа ССВП Г4000, одним активным и одним пассивным. Поверх гермокорпуса расположены узлы крепления для различного оборудования, а также стационарно закрепленный и раскрываемый радиаторы системы терморегулирования для отвода тепла.

Вместо мультимедийной студии размещены три спальных каюты и туалет, образующие жилой отсек модуля. В корпусе модуля имеются пять круглых иллюминаторов диаметром 228 мм, по одному в каждой каюте и в туалете. Пятый иллюминатор врезан в нижнее днище и предназначен для наблюдения за приближением стыкующегося КК. В модуле также устанавливается оборудование системы жизнеобеспечения, которое ранее планировалось разместить в специальном российском модуле МЖО.

Доставка модуля к МКС производится в грузовом отсеке МКК Space Shuttle. Модуль должен быть пристыкован к надирному узлу ФГБ «Заря».

Все системы МЦМ рассчитаны на 15 лет эксплуатации.



1 – ТКГ «Прогресс М1»
2 – Служебный модуль «Звезда»
3 – ФГБ «Заря»
4 – МЦМ
5 – КК «Союз ТМА»
6 – Стыковочный отсек «Пирс»

Рис. 1.200. Модуль МЦМ в составе РС МКС

Работы по модулю МЦМ были прекращены в 2003 году, после катастрофы МКК «Columbia» и последовавшего пересмотра программы МКС. На базе проекта МЦМ РКК «Энергия» предложила создать многоцелевой лабораторный модуль МЛМ, но в 2004 году Росавиакосмос принял решение создавать МЛМ на базе полуготового модуля ФГБ-2.

6.13.3.15. Многофункциональный модуль МФМ

В августе 2002 года было принято решение о создании на базе модуля ФГБ-2 многофункционального модуля МФМ. Основные требования, предъявляемые к МФМ:

- МФМ должен иметь осевой стыковочный узел для пристыковки транспортных и грузовых КК и два боковых стыковочных узла для размещения исследовательских модулей;
- МФМ должен обеспечивать перекачку топлива из пристыкованного ТКГ «Прогресс» в баки СМ «Заря» и ФГБ «Звезда»;
- МФМ должен участвовать в управлении МКС по крену с помощью своих двигателей;
- МФМ должен обеспечивать прием, переработку и распределение электроэнергии от СБ упрощенной НЭП;
- МФМ должен обеспечивать возможность размещения и функционирования научной аппаратуры;
- в МФМ отводится пространство объемом 10 м^3 для размещения различных грузов;
- возможно размещение трех кают и установка оборудования жизнеобеспечения для трех членов экипажа МКС.

Проектная стартовая масса МФМ 24,1 т, масса на опорной орбите – 19,87 т. Выведение МФМ на орбиту было рассчитано на РН «Протон-М». В дальнейшем этот проект был доработан и получил наименование Многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ).

6.13.3.16. Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука»

В августе 2003 года Росавиакосмос принял решение создать на базе задела модуля ФГБ-2 Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ – вместо Универсального стыковочного модуля УСМ. Предполагалось, что МЛМ сможет выполнять кроме научных задач также и коммерческие заказы, для которых ранее с участием американских фирм SpaceHab и Boeing проектировались коммерческие модули «Энтерпрайз» и CSM.

МЛМ «Наука» задуман, как многоцелевая научная лаборатория, позволяющая выполнять смену устанавливаемой аппаратуры в соответствии научными, прикладными и коммерческими проектами.

Длина модуля составляет 13,2 м, максимальный диаметр – 4,1 м, объем герметичного корпуса – 71 м3. Масса МЛМ при выведении на орбиту – 20,7 т, после оснащения научным оборудованием – около 24 т. Модуль состоит из приборно-герметичного отсека (ПГО) и герметичного адаптера (ГА), разделенных днищем с люком диаметром 800 мм. Герметичный объем ПГО составляет 64 м^3, объем ГА – 7 м^3. Объем для хранения грузов внутри ПГО – до 8 м^3, объем научного либо иного оборудования до 8 м^3.

На стыке конической и цилиндрической обечаек ПГО установлены два блока двигателей коррекции и сближения (ДКС) и два блока с двигателями причаливания и стабилизации (ДПС) и точной стабилизации (ДТС). Еще два блока ДПС стоят снаружи ГА. На этапе автономного полета двигатели используются для ориентации и коррекции орбиты. Когда модуль войдет в состав РС МКС, двигатели модуля послужат для осуществления эффективного управления станцией по крену.

Модуль должен быть пристыкован активным стыковочным узлом к надирному узлу ФГБ «Заря». МЛМ оснащен системой перекачки топлива из емкостей ТКГ «Прогресс», пристыкованного к пассивному осевому порту МЛМ, в баки СМ «Звезда» и ФГБ «Заря».

На наружной поверхности модуля предусмотрены узлы крепления различного доставляемого к МКС оборудования.

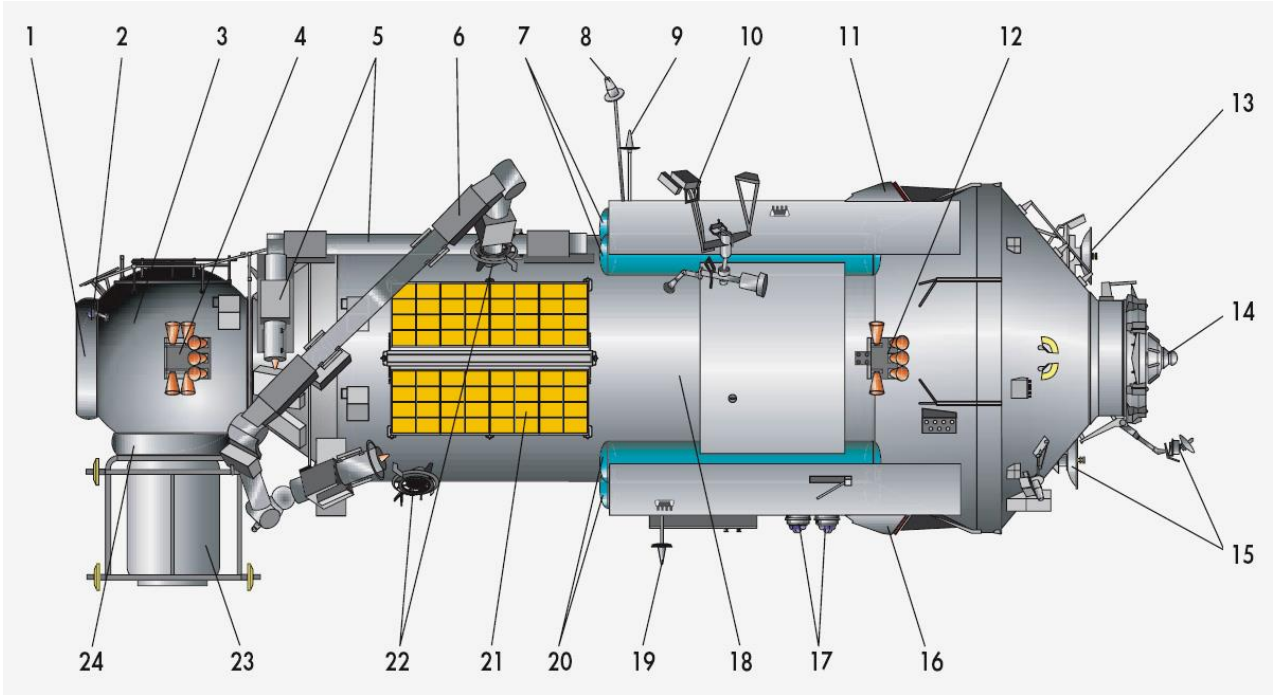
В связи с неготовностью основной части научной аппаратуры, предлагавшейся к размещению в модулях российского сегмента МКС, первоначально было решено разделить создание МЛМ на два этапа:

– изготовление корпуса МЛМ и его доставка к МКС – этап 1, 2004-2007 годы;
– доставка научной аппаратуры и ее монтаж в МЛМ – этап 2, 2007-2009 годы.

По состоянию проекта на 2008 год выведение модуля на орбиту предполагалось выполнить в 2011 году на РН «Протон». Позднее запуск неоднократно переносился. В конце 2013 года было объявлено, что модуль МЛМ будет запущен не ранее конца 2014 года. Далее срок был перенесен на 2016 год.

В 2016 году поступила информация, что запуск модуля планируется произвести в конце 2017 года. Было также изменено обозначение модуля – МЛМ-У (усовершенствованный).

Примерно в это же время в топливных магистралях блока была обнаружена металлическая стружка, что привело к необходимости переборки всей топливной системы. В процессе переборки выяснилось, что стружка присутствует также в цилиндрических топливных баках, размещенных на внешней поверхности блока. Был поставлен вопрос о замене баков, но обнаружилось, что технология изготовления таких баков утрачена, и изготовление новых баков повлечет за собой длительный цикл технологической отработки, изготовления и проведения испытаний. Вопрос о замене цилиндрических баков на сферические также не приводил к желаемому результату, т.к. это приводило фактически к разработке новой топливосистемы и возвращало к циклу повторения испытаний. Анализ проблемы привел к следующему решению: на данном этапе наличие стружки не является опасным, т.к. достаточно установки фильтров на заборных магистралях, но приводит к невозможности дозаправки баков в полете. Поэтому было решено откорректировать программу использования блока МЛМ таким образом, чтобы ограничиться однократной наземной заправкой баков. Запуск МЛМ был назначен на 2020-2021 год.



1 и 24 – пассивный стыковочный агрегат ССВП
2, 8, 13 и 15 – антенны системы «Курс»,
3 – герметичный адаптер
4 – блок двигателей ДПС
5 – манипулятор ERA в стартовом положении
6 – манипулятор ERA в рабочем положении
7 и 20 – топливные баки
9 и 19 – антенны командной радиолинии «Компарус»
10 – переносное рабочее место
11 и 16 – блоки двигателей ДКС
12 – блок двигателей ДПС и ДТС
14 – активный стыковочный агрегат ССВП
17 – датчики ориентации на Землю
18 – приборно-грузовой отсек
21 – панель солнечной батареи
22 – базовые точки ERA
23 – доставляемая шлюзовая камера

Рис. 1.201. Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука»

6.13.4. Грузовые транспортные корабли для МКС

6.13.4.1. ТКГ «Прогресс М» и «Прогресс М1»

Основным российским средством для доставки грузов и топлива на МКС являлся транспортный грузовой корабль «Прогресс» в модификациях «Прогресс М» и «Прогресс М1» 11Ф615А55, а также пришедший им на смену «Прогресс М-М» 11Ф615А60, а затем «Прогресс МС» 11Ф615А61.

Для доставки к МКС стыковочного отсека СО1 «Пирс» и малого исследовательского отсека МИМ-2 «Поиск» использовался грузовой корабль-модуль «Прогресс М-СО» 11Ф615А55.40, являющийся модификацией ТКГ «Прогресс М». В 2014 году с помощью ГКМ «Прогресс М-СО» к МКС должен быть доставлен узловой модуль УМ «Причал».

Описание транспортного грузового корабля «Прогресс» и его модификаций приведено в п. 5.5.

6.13.4.2. Проект ГТК-ФГБ

В 1996 году в процессе разработки проекта МКС выяснилось, что РКК «Энергия» не может обеспечить поставку ТКГ «Прогресс М» в количестве, необходимом для снабжения двух ОКС одновременно («Мир» и МКС). Таким образом, возникла необходимость в дополнительном транспортном средстве.

Было решено, что ГКНПЦ им. Хруничева разработает грузовой транспортный корабль ГТК-ФГБ для доставки на МКС различных грузов и топлива.

По проекту ГТК-ФГБ должен был создаваться на базе модулей 77КС. Внутри гермокорпуса корабля (диаметр – 2,9 м) устанавливаются стеллажи для размещения сухих грузов. Снаружи закрепляются 22 бака для доставки на МКС 8 т компонентов топлива. В хвостовой части корабля (на том месте, где у ФГБ стоит гермоадаптер) размещается неотделяемый служебный блок с двигательной установкой.

Предлагался вариант ГТК-ФГБ и с негерметичным отсеком для доставки к МКС крупногабаритных грузов, рассчитанных на работу в открытом космосе. Для этого вместо гермоотсека ГТК должна была монтироваться крестообразная платформа, к которой крепились бы доставляемые грузы. В носовой части платформа будет иметь стыковочный узел, в хвостовой – служебный блок с ДУ.

Предполагалось, что первый полет к МКС ГТК-ФГБ выполнит в конце 1998 года, затем – два полета в 1999 году и по одному полету ежегодно до 2010 года. Первые четыре полета были включены в график сборки МКС на 1998-1999 годы. Первоначальная договоренность предусматривала, что часть расходов по созданию и запуску ГТК-ФГБ возьмет на себя американская сторона, однако в 1997 году NASA отказалась от участия в финансировании работ по ГТК-ФГБ. Тем не менее, ГКНПЦ продолжал работы по грузовому кораблю, предлагая использовать ГТК-ФГБ для снабжения только российского сегмента МКС. В частности, в 1999 году предлагалось первый ГТК-ФГБ построить на основе ФГБ-2 (77КМ №17502).

6.13.4.3. Проекты ГТК 2003 года

После катастрофы МТКК «Columbia» в феврале 2003 года остро встал вопрос об альтернативном средстве доставки грузов для достройки Международной космической станции. ГКНПЦ им. Хруничева и НПО «Энергия» предложили три проекта ГТК – тяжелого грузового транспортного корабля, рассчитанного на запуск ракетами-носителями «Протон». Параметры грузовых кораблей были определены в результате анализа грузопотока на МКС и потребностей по доставке грузов для завершения сборки станции.

6.13.4.3.1. Проект ГТК1

ГТК1 предназначен для доставки грузов в герметичном отсеке. Конструктивно ГТК должен состоять из двух отсеков – грузовой гермоотсек, создаваемый на базе конструктивно-технологического задела по серии КК 11Ф72 ТКС-11Ф77 ФГБ, и модифицированный приборно-агрегатный отсек ТКГ «Прогресс». Максимальный диаметр корпуса ГТК1 – 4,1 м, объем герметичного отсека – 88 м^3. Количество доставляемых грузов: объем – до 40 м^3, масса – до 9,8 т.

Длительность полета в составе МКС – до 30 суток. Масса в загруженном состоянии – до 21 т. ГТК1 выводится на орбиту ракетой-носителем 8К82М «Протон-М».

6.13.4.3.2. Проект ГТК2

ГТК2 в отличие от ГТК1 предназначается для доставки негерметичных грузов на внешней платформе с диаметром корпуса 5 м.

Объем доставляемого груза – до 110 м^3, максимальная длина – до 7 м, масса – до 10 т. Стартовая масса – до 21 т, ракета-носитель – 8К82М «Протон-М».

6.13.4.3.3. Проект ГТК3

ГТК3 предназначается для доставки крупногабаритных грузов (до 14 м длины) и массой до 15 т. ГТК3 состоит из двух частей, собираемых на орбите ИСЗ. Грузовая негерметичная платформа с грузом выводится на орбиту РН 8К82М «Протон-М», после чего ракетой-носителем «Союз-У» выводится корабль-буксир «Прогресс-М1». Состыковавшись с грузовым контейнером, ТКГ «Прогресс-М1» осуществляет его буксировку и пристыковку к МКС. Объем грузовой платформы – 200 м^3.

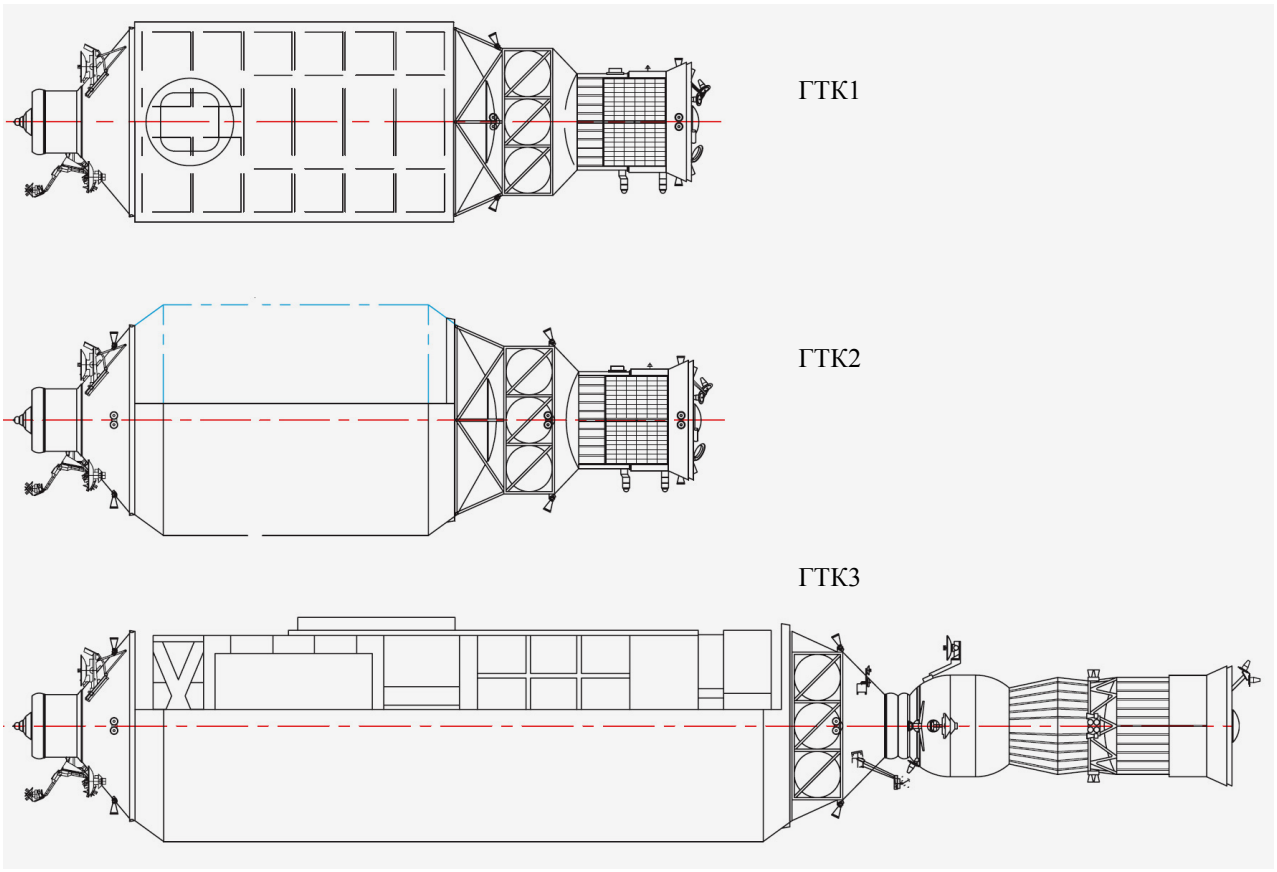


Рис. 1.202. Грузовые транспортные корабли ГТК

Тяжелые грузовые корабли ГТК могли быть построены только при финансировании внешними источниками, то есть, NASA. США не согласились на такой вариант достройки МКС, и предложение России о строительстве ГТК было отклонено.

6.13.5. АВТОНОМНЫЕ КА, СТЫКУЮЩИЕСЯ С МКС

6.13.5.1. Свободно летающий модуль «MirCorp»

В январе 2001 года президент РКК «Энергия» Ю.Семенов сообщил, что корпорация MirCorp, созданная для коммерческого использования российского комплекса «Мир», намерена построить свободно летающий модуль, который будет совершать свободный полет, периодически пристыковываясь к МКС. Модуль будет использоваться для коммерческих целей, например, для отправки на орбиту «космических туристов».

Расчетное время активного существования КА на орбите – свыше 10 лет.

Проект не реализовывался.

6.13.5.2. КА МАКОС

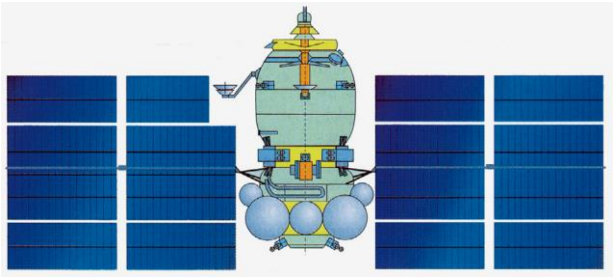


Рис. 1.203. КА «МАКОС»

Начиная с 1996 года ЦНИИМаш и РКК «Энергия» по контракту с Росавиакосмосом проводили разработку автоматического КА, периодически стыкующегося с орбитальной станцией для обслуживания, дозаправки, переноса результатов исследований и установки нового оборудования. КА, получил название «МАКОС» (Многоразовая Автоматическая Космическая Орбитальная Система). Эта идея уже неоднократно рассматривалась космическими агентствами США и Европы. В данном случае предложение базировалось на использовании отработанных технологий автономных полетов и автоматических стыковок ТКГ «Прогресс».

КА «МАКОС» представляет собой автономный аппарат для экспериментов в области космической технологии, а также для опытного производства материалов в условиях микрогравитации.

Основные характеристики, приведенные в техническом задании на разработку КА:

- срок активного существования КА – не менее 3 лет;
- периодичность обслуживания путем стыковок с МКС – не реже двух раз в год. Всего за время активного существования планируется осуществить 6-10 циклов обслуживания;
- масса КА – 7,2-7,4 т, в т.ч. масса полезной нагрузки в гермоотсеке до 0,75 т, снаружи гермоотсека до 0,5 т (возможен вариант КА без гермоотсека, в этом случае полезная нагрузка может быть увеличена до 1,5-2 т)
- объем, занимаемый полезной нагрузкой, – до 5 м3;
- уровень микроускорений на борту – не хуже 0,00001 g;
- скорость передачи данных – не менее 130 кбод;
- КА на рабочей орбите находится в режиме постоянной солнечной ориентации, при этом максимальная длительность сохранения этого режима без коррекции орбиты составляет 1 000 часов;
- точность поддержания ориентации – 1-2 град.;
- угловая скорость стабилизации – не более 0,005 град./сек.

Также были рассмотрены возможные орбиты КА МАКОС:

- опорная орбита МКС, на которую выводится КА по окончании очередного цикла исследований: высота 400 км; запас характеристической скорости полностью заправленной двигательной установки – 1700 м/с;
- предельная эллиптическая орбита: 400 х 4 100 км, наклонение 51,6°. На этой орбите возможно осуществление одной стыковки с МКС для последующей дозаправки и повторения цикла работы;

- эллиптическая орбита: 600 х 1 000 км, наклонение 51,6°. На этой орбите возможны три рабочих цикла с обслуживанием в ходе стыковок с МКС без необходимости дозаправлять основную двигательную установку;
- круговая орбита: высота 600 км, наклонение 51,6°. На этой орбите возможны пять рабочих циклов с обслуживанием в ходе стыковок с МКС без необходимости дозаправлять основную двигательную установку;
- околокруговая орбита: высота 300-500 км, i=51.6°. На этой орбите возможны восемь рабочих циклов с обслуживанием в ходе стыковок с МКС без необходимости дозаправлять основную двигательную установку.

Росавиакосмос на основе предложения ЦНИИМаша объявил о поиске заинтересованных организаций, которые профинансировали бы создание КА «МАКОС».

В 1999 году было предложено использовать КА «МАКОС» вместе с МКС.

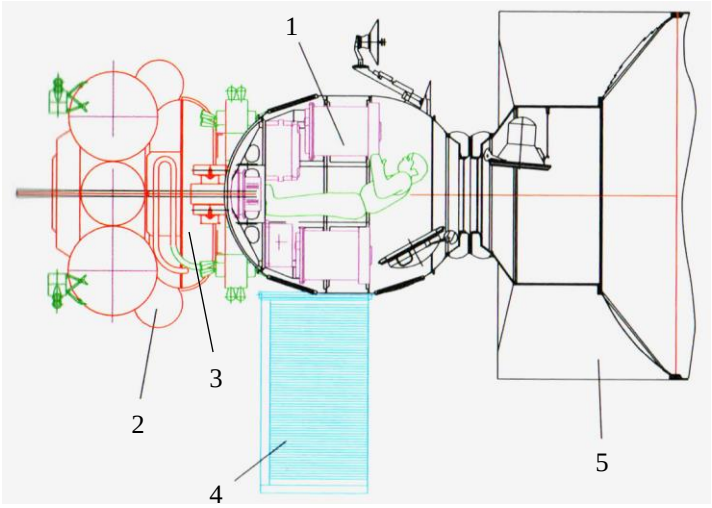
Предполагалось, что на основе общей конструкции КА «МАКОС» могут быть построены специализированные КА, обеспечивающие реализацию условий под конкретные требования заказчика. Первым из специализированных КА проектировался технологический КА «МАКОС-Т».

6.13.5.3. КА МАКОС-Т

КА предназначался для определения наиболее перспективных исследовательских направлений и отработки базовых технологий будущего космического производства и должен был работать в едином комплексе с МКС. Планировалось, что «МАКОС-Т» должен стыковаться с МКС не реже двух раз в год.

КА «МАКОС-Т» состоит из трех блоков: траекторного, приборного и отсека полезной нагрузки.

Траекторный и приборный блоки предлагалось разработать на базе орбитального блока АМС «Фобос-Грунт». Траекторный блок служит для проведения многократных активных маневров по формированию рабочей орбиты КА, коррекций орбиты, сближения с МКС для стыковки. Приборный отсек обеспечивает автономное функционирование КА на рабочей орбите.



1 –отсек полезной нагрузки
2 – траекторный отсек
3 – приборный блок
4 – радиатор
5 – орбитальная станция

Рис. 1.204. КА «МАКОС-Т»

На отсеке полезной нагрузки, который создается на базе герметичного грузового отсека ГТК «Прогресс», устанавливается стыковочный агрегат и радиатор системы терморегулирования. Отсек служит для размещения экспериментального оборудования и проведения операций по его обслуживанию экипажем МКС.

Планировалось за время существования КА (три года) выполнить на его борту не менее шести экспериментальных технологических циклов, доставить с Земли на МКС, а затем загрузить в «МАКОС-Т» примерно 500 кг материалов для обеспечения работы технологических установок, а с КА перегрузить в МКС и доставить на Землю 180 кг готовой продукции.

Дальнейшим развитием проекта «МАКОС-Т» стал КА «АКА-Т».

6.13.5.4. Орбитальный КА «АКА-Т»

В 1997-2000 г.г. РКК «Энергия» разрабатывала в рамках программы МКС автоматический орбитальный КА «АКА-Т» (Автоматический Космический Аппарат – Технологический). КА предназначался для выполнения различных технологических экспериментов в условиях микрогравитации, а также для опытного производства материалов различного назначения.

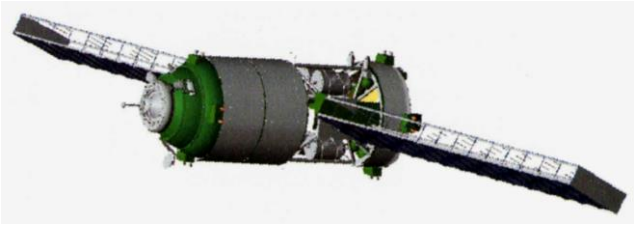


Рис. 1.205. КА «АКА-Т»

Для разрабатывавшегося КА были сформулированы основные задачи:

- доставка на рабочую орбиту вне атмосферы, окружающей МКС, технологического оборудования и материалов;
- реализация программы научных экспериментов или технологических процессов в условиях микрогравитации в режиме автономного полета;
- доставка на борт МКС наработанных материалов и результатов научных экспериментов;
- наличие возможности дозаправки, обслуживания технологического оборудования, замены сырья для технологических процессов экипажем МКС.

КА «АКА-Т» разрабатывался на базе ТКГ «Прогресс М».

Для размещения оборудования и доступа к нему экипажа МКС КА имеет герметичные отсеки, грузовой и шлюзовой. Объем грузового отсека – 6,0 м^3, шлюзового – 1,1 м^3. Масса КА – 7,8 т, в том числе масса технологического оборудования – до 800 кг. Ракета-носитель – «Союз-2». Параметры орбиты: высота 350-450 км, наклонение 51,6 град.

КА «АКА-Т» должен периодически пристыковываться к российскому сегменту МКС для дозаправки и обслуживания экипажем РС МКС. После отстыковки КА способен совершать автономный полет длительностью до 100 суток и более. Расчетный уровень микроускорений в зоне размещения научной аппаратуры – не более 10^{-5} g. По завершении технологического цикла автономных работ КА вновь пристыковывается к МКС.

КА рассчитан не менее чем на 10 циклов автономной работы, расчетный ресурс – 3-5 лет.

Одним из разработанных вариантов технологического оснащения КА «АКА-Т» является аппаратура «Экран-М», предназначенная для проведения экспериментов по синтезу тонкопленочных полупроводниковых материалов в космическом вакууме. Для создания максимально чистого вакуума был предусмотрен защитный раскрываемый экран, вынесенный на штанге вперед в направлении полета. Экран предназначен для задержки возможных газовых частиц и создания «тени», в которой, в более чистом вакууме, и должна работать технологическая аппаратура.

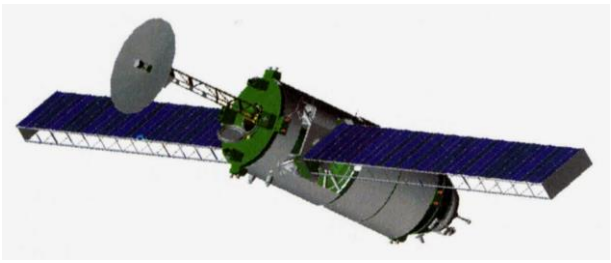


Рис. 1.206. КА «АКА-Т» с установкой «Экран-М»

Другой прорабатывавшийся комплект технологического оборудования для КА «АКА-Т» – экспериментальная технологическая печь «Карат-Т» для выращивания кристаллов разных материалов различными методами.

Разработка эскизных проектов автономных технологических модулей была поручена РКК «Энергия» и ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», при этом название «АКА-Т» (Автоматический Космический Аппарат – Технологический) трансформировалось в «ОКА-Т» (Отделяемый Космический Аппарат Технологический).

По состоянию на 2006 г. создание двух автономных технологических модулей было включено в Федеральную космическую программу в части работ по МКС под шифром «ОКА-Т-МКС» со сроками запуска 2012 и 2014 годы, при этом эскизный проект должен был быть подготовлен в 2007-2009 годах.

6.13.5.5. Автономный технологический КА «ОКА-Т-МКС»

Разработка эскизного проекта автономного технологического КА «ОКА-Т» проводилась в два этапа. Первоначальные сроки создания КА были перенесены по сообщению руководства Роскосмоса на два-три года «в связи с отсутствием реальных научных проектов, а также заказчиков». Тем не менее, в декабре 2012 года РКК «Энергия» получила контракт на эскизный проект второго этапа по теме «ОКА-Т-МКС».

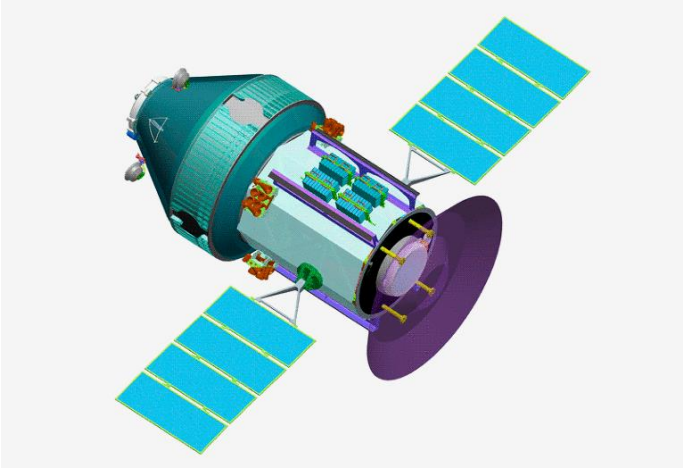


Рис. 1.207. КА «ОКА-Т»

КА «ОКА-Т» состоит из герметичного отсека целевой полезной нагрузки и негерметичного служебного отсека.

Гермоотсек имеет внутренний объем 18 м^3. В пристыкованном к МКС состоянии внутри отсека обеспечивается давление около 1 атм. (700-805 мм рт.ст.), влажность 30-70% и температура +18-28ºС. С одного торца гермоотсека находится стыковочный узел с внутренним переходом для доступа экипажа МКС к установленному в отсеке оборудованию. На противоположном торце гермоотсека, которым он стыкуется со служебным отсеком, установлена выдвижная шлюзовая камера, позволяющая монтировать и выдвигать в открытый космос аппаратуру длиной до 1,5 м и поперечным размером до 0,8 м.

Одним из специализированных вариантов КА является «ОКА-Т» с установкой «Экран-М» для синтеза тонкопленочных полупроводниковых материалов в космическом вакууме. В этой модификации КА предусматривается кассетное устройство с запасом сбрасываемых капсул, в которые должны помещаться полученные материалы, не подлежащие долгому хранению. Капсулы по мере заполнения должны сбрасываться и совершать свободное падение в заданном районе, где будут подбираться поисковой службой.

Рис. 1.208. КА «ОКА-Т» с установкой «Экран-М»

ДУ должна обеспечивать возможность межорбитальных маневров, включая довыведение на рабочую орбиту, операции по сближению и стыковке, а также дозаправку из топливных емкостей МКС. Также ожидается, что может быть выдвинуто требование возможности работы КА на высоких круговых и эллиптических орбитах (до 3 000 км и выше).

На внешней поверхности отсеков расположены некоторые служебные системы и агрегаты, а также то оборудование, которое может обслуживаться экипажем МКС во время выходов либо с помощью манипуляторов.

Масса научного и технологического оборудования, размещаемого заказчиком в гермоотсеке и на наружной поверхности отсеков КА «ОКА-Т» – до 850 кг.

Планируемая длительность автономного полета КА – 90-180 суток. Во время автономного полета будут обеспечиваться не менее, чем 20-суточные интервалы с заданным уровнем микрогравитации. Длительность межполетного обслуживания в пристыкованном к МКС состоянии – до семи суток.

Ресурс существования КА «ОКА-Т» на орбите – не менее семи лет.

Окончательный эскизный проект РКК «Энергия» должна была подготовить до ноября 2013 г.

Планировавшийся срок запуска КА «ОКА-Т» – 2017-2018 годы. После разработки эскизного проекта продолжения работ не последовало.

6.13.5.6. Орбитальный КА «Возврат-МКА»

Комплекс «Возврат-МКА» предназначался для проведения исследований в условиях невесомости. Комплекс должен обеспечить получение фундаментальных знаний о процессах, происходящих в условиях микрогравитации в расплавах и растворах, а также в биологических структурах. Уровень микроускорений на КА «Возврат-МКА» должен быть на порядок меньше, чем на КА «АКА-Т» и не превышать 10^{-7}g. Планировалось, что КА «Возврат-МКА» будет находиться в автономном полете в течение 3-4 месяцев, после чего будет пристыковываться к МКС для обслуживания экипажем станции. КА должен иметь возвращаемый аппарат для доставки результатов экспериментов на Землю.

По состоянию на 2006 г. запуск первого КА «Возврат-МКА» планировался на 2014 год.

6.14. Космические станции после МКС

Первоначальные планы предусматривали завершение строительства МКС в 2003 году, после чего предполагалась эксплуатация станции с периодической сменой экипажей в течение 10 лет. В реальности сборка МКС не была закончена даже к 2013 году, поэтому сроки эксплуатации станции были продлены сначала до 2016 года, затем до 2020 года, затем до 2024 и до 2028 года.

В начале 2000-х годов руководство Роскосмоса ориентировалось на завершение работы с МКС в период от 2015 до 2025 года и неоднократно заявляло о планах создания национальной орбитальной станции, к строительству которой Россия должна приступить непосредственно после завершения эксплуатации МКС.

6.14.1. Высокоширотная орбитальная станция

Первое публичное заявление о планах России создать национальную орбитальную станцию после МКС было сделано в 2001 году руководителем Росавиакосмоса Юрием Коптевым.

Позднее неоднократно озвучивалась идея создания российской высокоширотной орбитальной станции (ВШОС), которая обеспечивала бы наблюдение из космоса всей территории России. МКС, находящаяся на орбите с наклонением 51,7 град, дает возможность наблюдения земной поверхности только в полосе от 51,7 град. северной широты до 51,7 град. южной широты. Новую станцию планировалось вывести на орбиту с наклонением до 70 град.

В 2004 году директор ЦНИИМаш Н. Анфимов сообщил, что высокоширотная ОКС может быть создана на базе модуля 11Ф77 (аналогичного модулю ФГБ «Заря» в составе МКС), дополненного научным обзорно-наблюдательным модулем.

Рис. 1.209. Высокоширотная ОКС (2004 г.)

6.14.2. Комплекс ОПСЭК

В 2007 году Анатолий Перминов, руководитель Роскосмоса, сообщил об изменении назначения планируемой национальной ОКС. В отличие от называвшихся ранее задач высокоширотной орбитальной станции – наблюдения и выполнения научных исследований, – основным назначением

новой станции были названы сборка и подготовка к полету межпланетных космических кораблей. Первыми целями полетов назывались Луна и Марс.

В 2008 году РКК «Энергия» подготовила предварительные предложения по новой станции, которая получила наименование ОПСЭК – Орбитальный Пилотируемый Сборочный Экспериментальный Комплекс. В проекте предполагалось, что строительство ОПСЭК начнется в 2020 году, после завершения эксплуатации МКС.

Конфигурация ОПСЭК и порядок сборки должны были принципиально отличаться от проекта МКС. Центром ОПСЭК должен был стать Узловой модуль сферической формы с шестью стыковочными узлами, к которым присоединялись бы как стационарные долговременные модули, так и модули строящихся комплексов и кораблей.

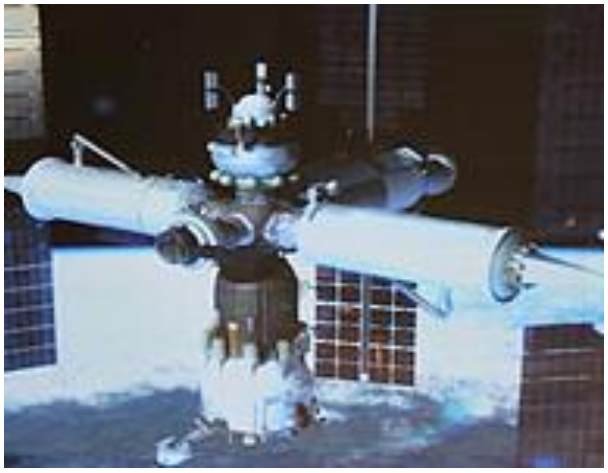


Рис. 1.210. ОПСЭК

Рассматривались также различные сценарии использования в составе ОПСЭК модулей российского сегмента МКС. Так, по одному сценарию предлагалось после завершения работы МКС в 2020 году отстыковать ряд модулей – многоцелевой лабораторный модуль МЛМ, узловой модуль и два научно-энергетических модуля НЭМ, – и на их основе формировать на орбите комплекс ОПСЭК.

Согласно второму сценарию, предлагалось отстыковать целиком российский сегмент МКС. Служебный модуль «Звезда», выведенный на орбиту в июле 2000 года, должен был некоторое время являться ядром ОПСЭК. В дальнейшем этот модуль должен быть заменен новым модулем УМБ (универсальный модуль базовый), который конструктивно аналогичен модулям НЭМ.

Использование российского сегмента МКС в качестве основы ОПСЭК ставит задачу перевода этого сегмента с орбиты наклонением 51,7 град. на орбиту с более высоким наклонением. Предполагалось, что это можно сделать с помощью одного или двух ТКГ «Прогресс».

6.14.3. НАЦИОНАЛЬНАЯ РОССИЙСКАЯ ОКС

В 2014 году Роскосмосом был разработан проект Федеральной космической программы (ФКП), в котором было предусмотрено строительство национальной орбитальной космической станции.

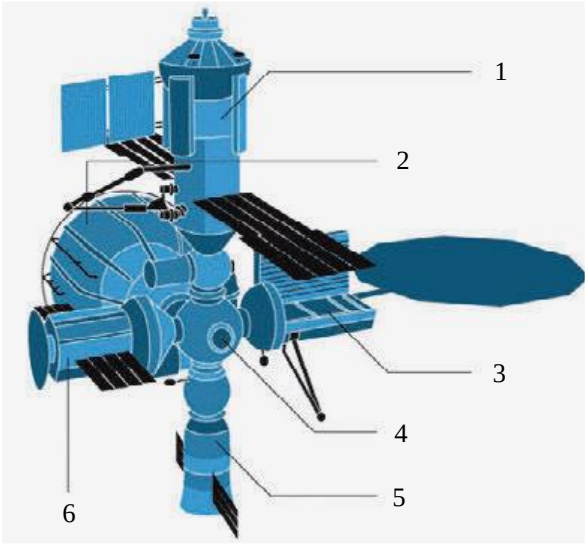
Планировалось, что ОКС на первом этапе будет состоять из трех модулей, создававшихся ранее для включения в состав МКС:

- МЛМ (многофункциональный лабораторный модуль);
- УМ (узловой модуль);
- НЭМ (научно-энергетический модуль).

По планам доукомплектования МКС первоначально эти модули должны были быть запущены в 2013-2015 годах. Позднее, по разным причинам, эти сроки были отодвинуты на 2017-2018 годы.

Рассматривалось два варианта начального этапа национальной ОКС:

- задержка запуска модулей первого этапа до 2022-2023 года (во избежание необходимости эксплуатации двух орбитальных станций одновременно);



1 – многофункциональный лабораторный модуль
2 – трансформируемый модуль
3 – энергетический модуль
4 – узловой модуль
5 – ТКК «Союз МС»
6 – КА «Ока-Т»

Рис. 1.211. Национальная российская ОКС (проект 2014 г.)

- запуск и начало работы модулей в составе МКС в 2017-2018 году с последующей отстыковкой этих модулей после окончания эксплуатации МКС в 2024 году.

На втором этапе к ОКС должен быть добавлен трансформируемый модуль, который должен быть готов к 2021 году, а затем, 2025 году, энергетический модуль. В дальнейшем в состав ОКС должны войти модуль-лаборатория ОКА-Т-2, УММ (узловой модернизированный модуль), МС (модуль-стапель).

В 2015 году проект ФКП был скорректирован. Срок запуска трансформируемого модуля был перенесен на 2025 год, а дополнительные модули ОКА-Т-2, УММ и МС были передвинуты на неопределенное будущее.

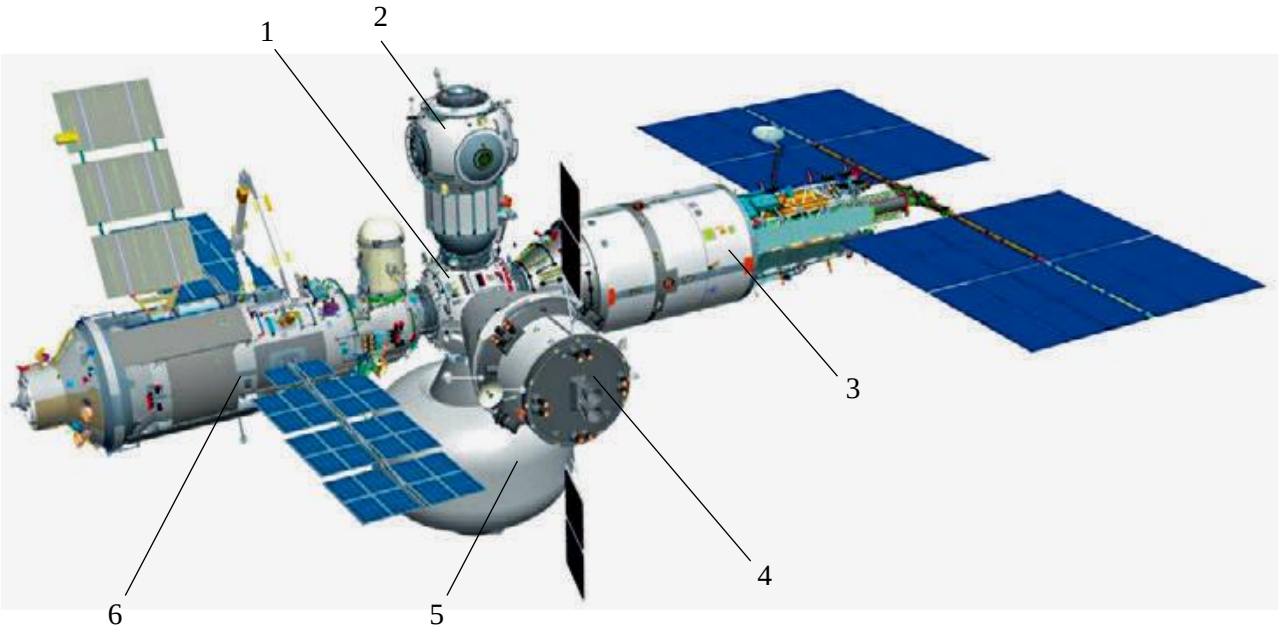
В связи с продлением эксплуатации МКС до 2024 года принятие решения по созданию национальной ОКС было отложено.

В конце 2020 года появились сообщения, что состояние оборудования МКС вряд ли позволит продлить эксплуатацию станции дольше 2025 года, в связи с чем вновь был поднят вопрос о российской национальной орбитальной станции.

6.14.4. РОССИЙСКАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ (РОС)

В январе 2018 года генеральный конструктор РКК «Энергия» Микрин Е.А. сообщил, что в случае прекращения работ на МКС Россия может создать национальную ОКС –российскую орбитальную станцию РОС, которая будет состоять из пяти модулей, ранее разрабатывавшихся для включения в состав МКС.

Общая масса станции без учета транспорных пилотируемых и грузовых КК составит около 61 т, внутренний объем отсеков 310 м^3. На станции будут работать сменные экипажи из трех человек. Снабжение РОС будет осуществляться транспортными кораблями «Федерация» и «Союз ГВК».



1 – узловой модуль УМ «Причал»
2 –шлюзовой модуль ШМ
3 – научно-энергетический модуль НЭМ
4 – транспортный КК «Федерация»
5 – трансформируемый модуль ТМ
6 – многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука»

Рис. 1.212. Российская орбитальная станция РОС (2018 г.)

6.14.4.1. Узловой модуль УМ «Причал»

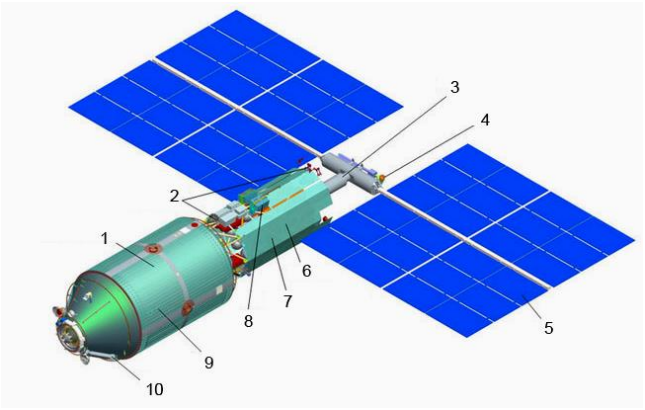
Решение о создании российского Узлового модуля для МКС (изделие 573ГК) было принято в 2006 году. Этот модуль представляет собой сферическую оболочку с шестью стыковочными узлами. Масса модуля 4,0 т, герметичный объем 14 м^3. Доставка модуля к МКС по планам 2006 года должна была быть выполнена специализированным ТКГ «Прогресс М-УМ» в 2013 году.

Рис. 1.213. Узловой модуль УМ

Из-за задержек в создании МЛМ запуск узлового модуля, получившего в 2013 году название «Причал», также откладывался. В конце 2013 года было объявлено, что запуск модуля состоится не ранее мая 2016 года. Фактически на начало 2018 года вопрос доставки модуля к МКС оставался открытым, в связи с чем узловой модуль стал расматриваться, как ядро будущей российской орбитальной станции.

6.14.4.2. Научно-энергетический модуль НЭМ

Начальный проект научно-энергетического модуля НЭМ был разработан РКК «Энергия» в 2006 году для включения в состав МКС. Основное назначение модуля – обеспечение независимого энергопитания российского сегмента МКС. Согласно проекту, модуль должен был состоять из герметичного отсека и раздвижной фермы с восемью панелями солнечных батарей. В гермоотсеке НЭМ предполагалось разместить гиродины и оборудование систем электропитания и терморегулирования. Снаружи планировалось закрепить часть оборудования этих систем, а также выносную двигательную установку для управления МКС по крену. Планировалось также выделить в модуле пространство, оборудованное для установки научных приборов, которые могли бы доставляться на МКС в транспортных КК.



1 – герметичный отсек
2 – блоки двигателей коррекции
3 – механизм выдвижения и ориентации СБ
4 – спутниковая система связи
5 – солнечные батареи
6 – радиатор
7 – негерметичный отсек
8 – аккумуляторы
9 – радиатор
10 – манипулятор перестыковки

Рис. 1.214. Научно-энергетический модуль НЭМ

Проект модуля НЭМ несколько раз видоизменялся и перерабатывался, в том числе разделялся на два модуля – НЭМ-1 и НЭМ-2.

В конце 2012 года состоялся конкурс на проект научно-энергетического модуля, в котором участвовали РКК «Энергия» и Центр им. Хруничева. Конкурс выиграл проект РКК «Энергия» – изделие 575ГК, – разработанный на базе первоначального проекта модуля НЭМ.

Масса модуля НЭМ – 20,89 т, длина – 25,3 м, диаметр 4,1 м. Габариты с развернутыми радиатором и солнечными панелями – 26,5 х 25,3 х 10,5 м. Объем герметичного отсека – 94 м^3, объем для научного оборудования – 12 м^3. Мощность солнечных батарей – 18 кВт.

В связи с постоянными задержками, запуск модуля к МКС не состоялся до конца 2018 года, поэтому было решено рассматривать НЭМ, как возможную составную часть проектируемой российской орбитальной станции.

6.14.4.3. Трансформируемый модуль ТМ

Проект трансформируемого надувного модуля разрабатывался в РКК «Энергия» для возможного включения в состав российского сегмента МКС. В связи с обсуждаемыми прекращением эксплуатации МКС и последующим созданием российской национальной станции РОС, трансформируемый модуль автоматически стал рассматриваться, как составная часть РОС.

Рис. 1.215. Трансформируемый модуль

ТМ конструктивно состоит из жесткой основы, включающей стыковочный узел, и гибкой надуваемой оболочки. Модуль выводится на орбиту в сложенном состоянии, где пристыковывается к одному из узлов модуля «Причал» и наддувается, принимая рабочую форму.

Диаметр модуля в транспортном (сложенном) состоянии – 3,6 м, в развернутом (наддутом) виде – 7,1 м. Диаметр внутреннего пространства модуля – 6,5 м, герметичный объем – 100 м^3. Масса при старте – 4,75 т.

Расчетный срок эксплуатации трансформируемого модуля – 5 лет.

6.14.4.4. Шлюзовой модуль ШМ

Шлюзовой модуль разработан на базе конструкций модулей МИМ-1 и МИМ-2, вошедших в состав МКС. Модуль предназначен для обеспечения выходов космонавтов в открытый космос, а также для стыковки транспортных КК. Шлюзовой модуль конструктивно состоит из цилиндрической и сферической обечаек, разделенных между собой герметичным люком.

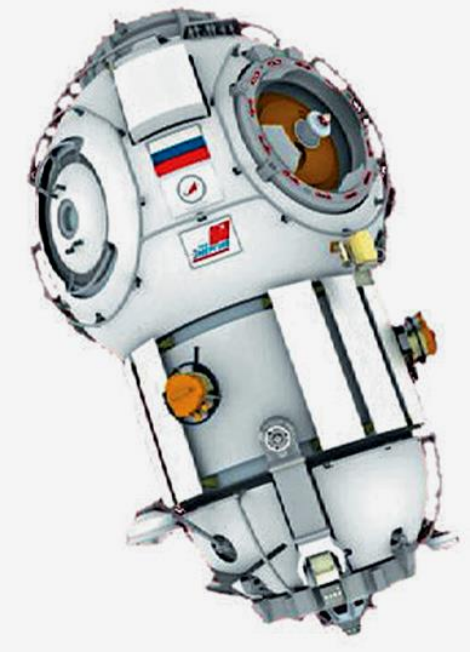


Рис. 1.216. Шлюзовой модуль

Основные характеристики ШМ:

- диаметр цилиндрической части – 2,2 м;
- диаметр сферической части – 3,3 м;
- диаметр выходного люка – 1,0 м;
- объем цилиндрической части – 9 м^3,
- объем сферической части – 9 м^3,
- стартовая масса – 4,65 т.

ШМ должен быть доставлен к РОС транспортным кораблем «Прогресс МС-ШМ».

Расчетный срок эксплуатации шлюзового модуля 15 лет.

6.14.4.5. Многоцелевой лабораторный модуль

Многоцелевой лабораторный модуль МЛМ «Наука» разрабатывался по решению Росавиакосмоса, принятому в 2003 году, для проведения научных исследований при полетах на МКС. Для изготовления модуля должен был использоваться задел модуля ФГБ-2.

Сроки изготовления и вывода модуля на орбиту многократно срывались и переносились. В связи с вероятным прекращением эксплуатации МКС в 2024 году, было предложено включить модуль МЛМ в состав российской национальной орбитальной станции РОС. Тем не менее, в конце 2020 года подготовка к доставке и включению модуля в состав МКС еще продолжалась.

6.14.5. ОКОЛОЛУННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СТАНЦИЯ

В середине 2010-х годов странами-участниками программы МКС было начато обсуждение дальнейших перспектив космических полетов и международного сотрудничества в продвижении в космос. Было решено рассматривать в качестве следующего шага строительство окололунной космической станции.

В 2016 году на совместной российско-американской презентации были представлены два проекта создания МОС – международной окололунной станции, – разработанные РКК «Энергия» и компанией Boeing.

6.14.5.1. Многомодульная МОС

В состав МОС входят два жилых модуля, американский и российский, а также узловой и шлюзовой модули.

Американский жилой модуль обеспечивает управление ориентацией станции и коррекцию орбиты. Модуль оборудован стыковочным узлом для пилотируемых КК и ТКГ, в нем также располагаются помещения для проживания и работы экипажа (столовая, каюты, тренажерный зал), а также склад. Масса модуля около 10 т.

Российский жилой модуль также оснащен системами ориентации и коррекции орбиты, а также стыковочным отсеком для приема пилотируемых кораблей и кораблей снабжения. В модуле будут располагаться тренажеры, а также склад расходных материалов для системы жизнеобеспечения экипажа. Масса модуля около 10 т.

Узловой модуль имеет несколько стыковочных узлов, к которым могут быть пристыкованы как пилотируемые КК и грузовые корабли, так и другие модули, включаемые в состав МОС. Шлюзовой модуль предназначен для хранения скафандров и обеспечения выхода космонавтов в открытый космос. Узловой и шлюзовой модули должны изготавливаться российской стороной.

Экипаж МОС – четыре человека, длительность экспедиции от 30 до 360 суток. Планируемая частота экспедиций – один раз в год.

Запуск модулей на окололунную орбиту в связке с американским КК «Orion» должен выполняться американскими сверхтяжелыми РН SLS.

Прорабатывались различные варианты компоновки модулей в составе станции.

6.14.5.2. Одномодульная МОС

Одномодульная МОС строится на базе большого основного модуля массой 24 т, который должен быть разработан и построен совместно компанией Boeing и РКК «Энергия». В состав станции входят также узловой и шлюзовой модули, которые должна построить российская сторона.

Доставка на окололунную орбиту должна выполняться отдельным запуском РН SLS.

6.14.5.3. «Deep Space Gateway»

В марте 2017 года NASA презентовала концепцию лунной орбитальной станции DSG – «Deep Space Gateway»[1] («Ворота в глубокий космос»). Станция задумана как форпост для изучения и регулярного посещения Луны, а также для организации экспедиций к Марсу.

NASA в планировании создания окололунной станции ориентируется, в основоном, на возможности США. Создание сверхтяжелой РН SLS позволит США доставлять к Луне модули космической станции и обеспечивать снабжение экипажа всем необходимым. Возможное участие России в строительстве станции сводится к минимуму, в частности, рассматривается возможность использования в составе станции российского шлюзового модуля. Полеты российских космонавтов к DSG, как было заявлено, будут выполняться на МКК «Федерация», однако, отсутствие российского сегмента станции, в отличие от МКС, ставит под серьезное сомнение полноценное участие России в длительных окололунных экспедициях.

[1] См. том 2, часть 1, п. 8.3.2-8.3.3, а также том 4, часть 1, п. 8.2.

К 2020 году стало очевидно, что окололунная станция будет создаваться практически без участия России, несмотря на бравурные заявления руководителя Роскосмоса Рогозина, что Россия сама в состоянии построить лунную станцию.

6.14.6. РОССИЙСКАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СЛУЖЕБНАЯ СТАНЦИЯ

25.11.2020 года заместитель Генерального конструктора РКК «Энергия» В.А.Соловьев, выступая на Совете РАН по космосу, сообщил, что после 2025 года прогнозируется лавинообразный выход из строя многочисленных элементов МКС, в связи с чем поддержание работоспособности станции потребует нерационально больших расходов. Соловьев озвучил предложение РКК не продлевать срок эксплуатации МКС после 2024 года, а вместо этого приступить к созданию российской орбитальной служебной станции (РОСС).

РКК «Энергия» предлагает собрать станцию, состоящую из пяти основных модулей, на орбите с наклонением 72 или 98 град. В состав РОСС предлагается включить коммерческий модуль с большими иллюминаторами, предназначенный для размещения четырех туристов. Доставка модулей, создаваемых на базе модуля НЭМ, должна производиться ракетой-носителем «Ангара-А5» с космодрома Плесецк.

Рис. 1.217. Российская орбитальная служебная станция РОСС (проект 2020 г.)

ГЛАВА 7. БЕСПАРАШЮТНАЯ ПОСАДКА КК

7.1. ПКА ОКБ П.В. Цыбина

В мае 1959 году П.В.Цыбин, Главный конструктор ОКБ-256, подписал проект крылатого пилотируемого космического корабля. Этот летательный аппарат, разработанный при поддержке С.П.Королева и прозванный «Лапоток», получил официальное название ПКА – планирующий космический аппарат. Взлетная масса ПКА – 4,5 т, масса при посадке – 2,6 т. Длина 9,4 м, размах крыла 5,5 м, высота по оперению 4 м, ширина фюзеляжа 3 м. ПКА с одним космонавтом на борту должен был выводиться на орбиту высотой 300 км с помощью ракеты-носителя Р-7. Крылья ПКА складывались при установке на ракету перед стартом. На орбите ПКА имел возможность маневрировать с помощью навесной маневровой двигательной установки (ДУ). После суточного орбитального полета ПКА с помощью ДУ должен был выполнить сход с орбиты, сбросить ДУ и начать снижение. Спуск в атмосфере должен был происходить в два этапа: сначала аэродинамическое торможение со сложенными крыльями, затем раскрытие крыльев в «самолетное» положение и планирующий спуск. Перед посадкой ПКА пилот мог катапультироваться и приземляться на парашюте, а ПКА должен был выполнить посадку на выдвигаемые лыжи.

Рис. 1.218. ПКА «Лапоток»

В октябре 1959 года ОКБ-256 было ведено в состав ОКБ-23 в качестве филиала. П.В.Цыбин перешел на работу в ОКБ-1 (заместителем С.П.Королева).

7.2. Проекты ОКБ В.М. Мясищева

7.2.1. «Пилотируемая ракета»

В 1958 году в ОКБ-23, руководимом Главным конструктором В.М.Мясищевым, было подготовлено в инициативном порядке техническое предложение по «Пилотируемой ракете с круговой дальностью полета». «Предложение» являлось предварительным итогом анализа конструктивных схем и способов применения воздушно-космических аппаратов (ВКА), запускаемых ракетами-носителями на околоземную орбиту. Для запуска одноместной «Пилотируемой ракеты» на низкую (120-130 км) круговую орбиту предлагалось использовать РН Р-7.

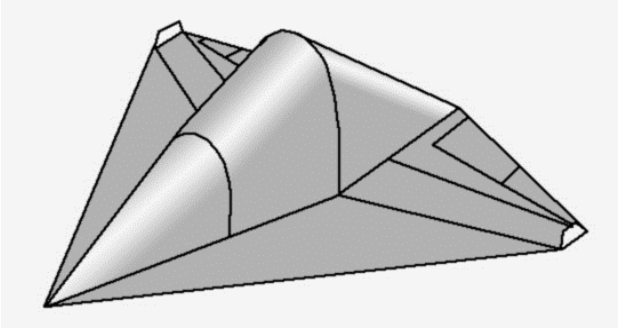


Рис. 1.219. ВКА «Пилотируемая ракета»

Масса ВКА должна была составлять 1 т, длина – 3,5 м, ширина фюзеляжа – 1 м. ВКА должен был иметь возможность маневрировать в атмосфере, используя для этого аэродинамические органы управления.

7.2.2. Ракетоплан «46»

В развитие технического предложения по «Пилотируемой ракете» в ОКБ-23 был разработан проект многоцелевого орбитального ракетоплана («сателлоида») «46». Ракетоплан должен был выводиться на орбиту модифицированной ракетой-носителем, создаваемой на базе РН Р-7. Отделение ракетоплана от РН должно было происходить на высоте 80 км при скорости 5,2 км/с. Для доразгона до орбитальной скорости и выхода на круговую орбиту высотой 100 км ракетоплан должен был использовать собственную ДУ, использующую топливо из четырех подвесных баков. Стартовая масса системы «46» – 180 т. Рассматривался также вариант разработки силами ОКБ-23 ракеты-носителя грузоподъемностью 10 т.

Ракетоплан «46» был выполнен по схеме «утка» с треугольным крылом, имеющим угол стреловидности 75º. Ракетоплан должен был иметь один маршевый, четыре маневровых двигателя и систему струйной стабилизации. Запас топлива обеспечивал возможность изменения орбиты ракетоплана до высоты 250 км, либо поворот плоскости орбиты до 3 град.

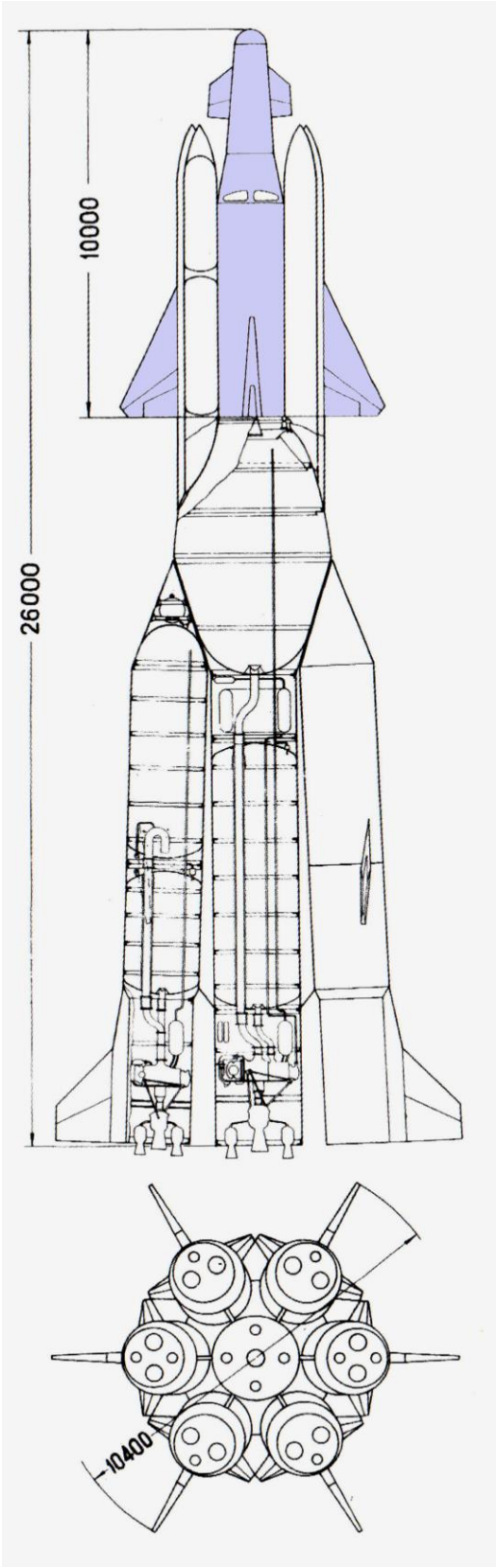


Рис. 1.220. Ракетоплан «46» на модифицированной РН типа Р-7

Основное применение ракетоплана, рассматривавшееся в проекте – орбитальный бомбардировщик с круговой дальностью полета. При массе (без подвесных баков) 10 т ракетоплан «46» должен был нести 1 т бомбовой нагрузки и иметь возможность сбрасывать груз в любую точку земной поверхности (по траектории полета) с точностью ± 8 км.

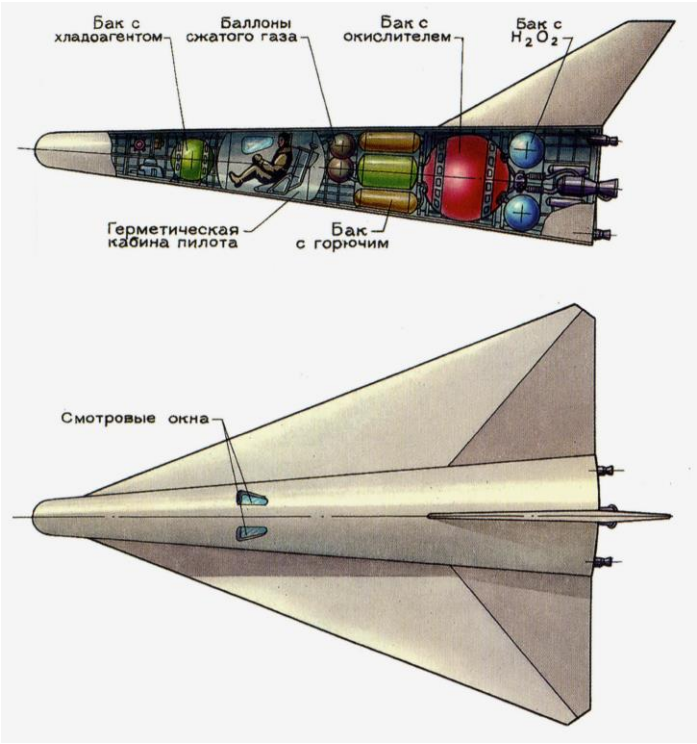


Рис. 1.221. Ракетоплан «46»

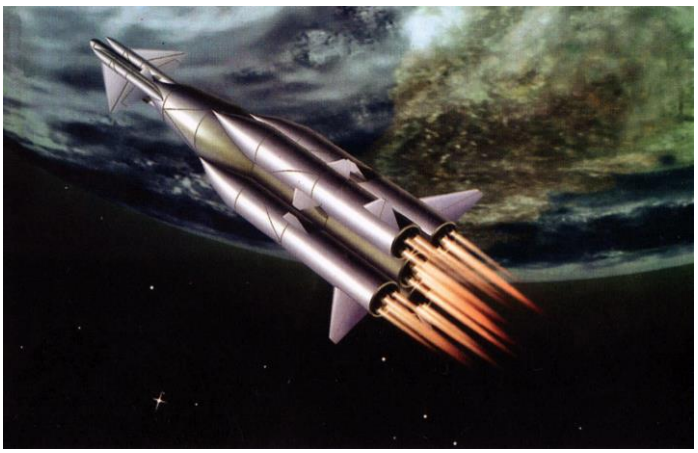


Рис. 1.222. Старт системы «46»

7.2.3. ТЕМА «48»

В конце 1959 года в ОКБ-23 были развернуты работы по теме «48», предусматривавшей разработку экспериментальных пилотируемых космических аппаратов.

Работы велись одновременно по нескольким проектам.

7.2.3.1. ВКА «48-I»

По проекту «48-I» разрабатывался воздушно-космический аппарат с гиперзвуковыми щитками. ВКА представлял собой конус с углом раствора 14º и треугольным крылом большой стреловидности (79º). Размах крыла – 3,5 м, площадь – 14 м^2. Максимальный диаметр конуса – 1,7 м. На крыле и фюзеляже устанавливались сбрасываемые тормозные щитки. К основанию конуса сзади крепился двигательный отсек с жидкостной ТДУ. Длина ВКА с двигательный отсеком 9, 92 м, при посадке – 7,72 м.

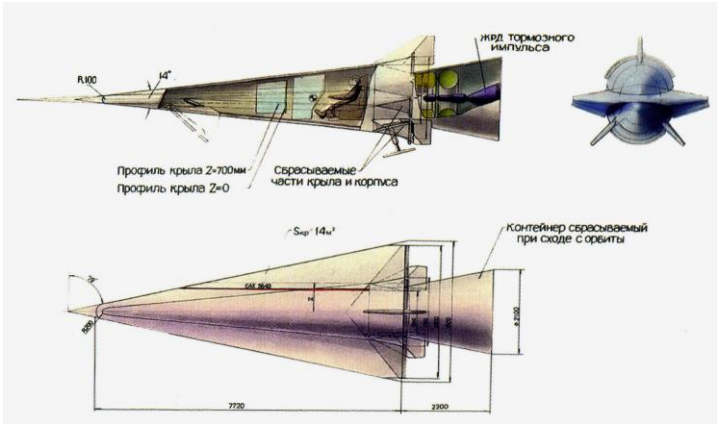


Рис. 1.223. ВКА «48-I»

ВКА должен был выводиться ракетой-носителем Р-7 на орбиту ИСЗ высотой 450-500 км. Наличие двигательной установки, имеющей тягу 1 600 кгс, должно было обеспечить ВКА возможное приращение характеристической скорости 150 м/сек.

После спуска с орбиты и торможения гиперзвуковые щитки и двигательный отсек сбрасывались, и ВКА выполнял планирующий спуск и посадку на аэродром. Посадочная скорость – 250 км/ч.

Экипаж ВКА «48-I» – два человека, стартовая масса – 4,53 т, посадочная масса – 2,98 т, объем герметичной кабины – 2 м^3. Максимальные перегрузки при штатном спуске – 2,0g, при аварийном спуске – до 17g.

7.2.3.2. ВКА «48-II»

«48-II» – проект крылатого ВКА с планирующей посадкой. Ракетоплан выполнен по схеме «утка» с крылом, имеющим стреловидность около 65º по передней кромке, и с двумя поверхностями вертикального оперения – сверху и снизу фюзеляжа. Прорабатывался вариант установки тормозных щитков в передней части фюзеляжа и на передней кромке крыла. В остальном ВКА аналогичен ракетоплану «48-I», за исключением того, что двигательный отсек не сбрасывается при возвращении, а является постоянной частью конструкции ракетоплана.

Масса ракетоплана: взлетная – 4,31 т, посадочная – 3,81 т. Экипаж – два человека. Перегрузки при штатном возвращении – до 1,8g, при аварийном спуске – до 15g.

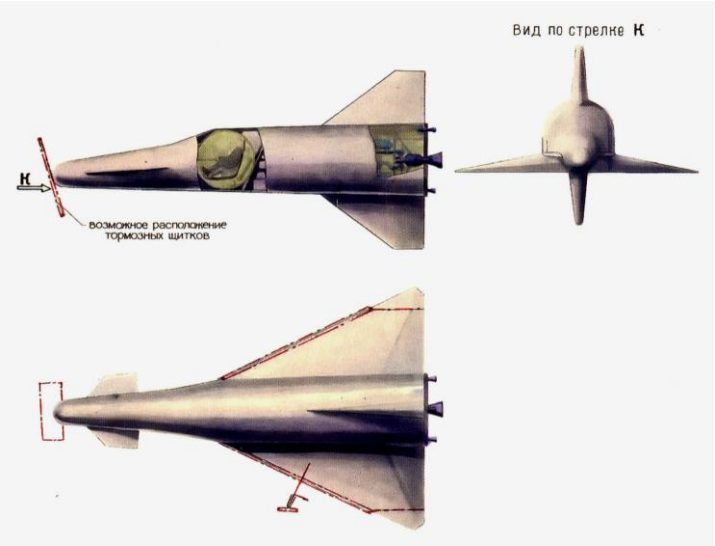


Рис. 1.224. ВКА «48-II»

7.2.3.3. КК «48-III»

В отличие от первых двух вариантов, в проекте «48-III» разрабатывался бескрылый КК с корпусом типа «обратный конус» и днищем сферической формы. КК «48-III» имел сбрасываемый двигательный отсек и раскрываемый ротор диаметром 13 м.

КК аналогично другим аппаратам, разрабатываемым по теме «48», должен был выводиться на орбиту ракетой-носителем Р-7. Для схода с орбиты включалась жидкостная ДУ, размещенная под днищем с теплозащитным экраном. После схода с орбиту отсек с ТДУ сбрасывался, и КК совершал баллистический вход в атмосферу. За счет смещения центра тяжести обеспечивалось создание подъемной силы и управляемый спуск, управляемый с помощью щитков, установленных в основании конической части корпуса. Аэродинамическое качество корпуса КК равно 0,15, что обеспечивало снижение перегрузок при входе в атмосферу до 3g. Расчетная величина перегрузок при аварийном спуске – до 19g.

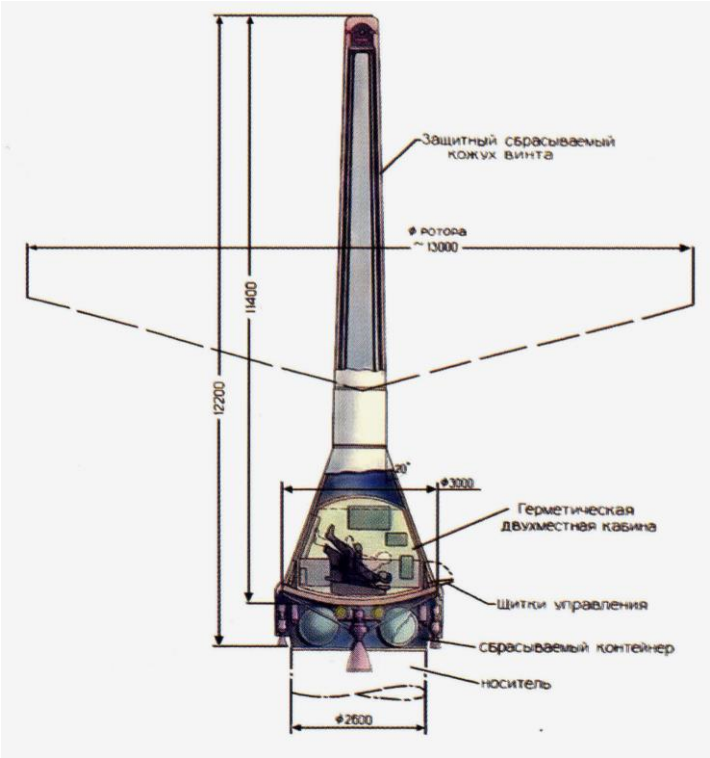


Рис. 1.225. КК «48-III»

После баллистического торможения на высоте 10-15 км (при снижении скорости до величины менее M=1,0) сбрасывался защитный кожух с двухлопастного ротора, лопасти раскрывались, и КК совершал посадку в режиме авторотации ротора.

Экипаж КК – два человека, полная длина КК со сложенным ротором и отсеком ТДУ – 12,2 м. Максимальный диаметр КК – 3,0 м. Начальная масса – 4,4 т, масса при посадке – 3,15 т.

7.2.3.4. Ракетоплан «48-IV»

В проекте «48-IV» разрабатывался ракетоплан с гиперзвуковыми несущими поверхностями. ВКА имел органы управления полетом как на гиперзвуковом, так и на дозвуковом режиме полета, а также тормозные щитки. На участках максимального скоростного напора кабина пилотов защищалась сбрасываемым экраном.

Экипаж ракетоплана – два человека. Длина – 9,56 м, размах крыльев – 5,64 м. Стартовая масса 4,5 т, посадочная – 3,25 т. Максимальные перегрузки при спуске – 2,8g, при аварийном спуске – до 18g.

Рис. 1.226. Ракетоплан «48-IV»

7.2.4. Тема «49» («ВКА-23»)

Параллельно разработке проектов темы «48» в ОКБ-23 велись работы под шифром «49». Работы велись при участии ОКБ-1. В 1960 году в рамках темы «49» было разработано несколько проектов одноместных пилотируемых воздушно-космических аппаратов. В литературе и в других источниках эти аппараты чаще всего фигурируют под названием «ВКА-23» (ВКА конструкции ОКБ-23).

Общим для проекто темы «49» являлось то, что ВКА должны были использовать максимально возможное количество систем и аппаратуры, разработанных для КК «Восток». Выведение ВКА

на околоземную орбиту на первом этапе должно было осуществляться также с помощью РН Р-7 (в дальнейшем ОКБ-23 предполагало разработать собственную РН). При выведении в случае аварийной ситуации на высотах до 11 км пилот мог воспользоваться катапультным креслом и парашютом, на больших высотах осуществлялось отделение ВКА и посадка по штатной схеме.

Для посадки использовалось шасси типа «лыжи». Длина каждой лыжи – 1,2 м, ширина – 0,25 м. Расстояние между лыжами – 5,6 м. ВКА совершал посадку в автоматическом режиме. Пилот должен был катапультироваться на высоте около 8 км и совершать приземление на парашюте, как на КК «Восток», т.к. вертикальная скорость ВКА при посадке должна была составлять 10-12 м/сек.

7.2.4.1. ВКА «49-I»

ВКА «49-I» имел треугольное крыло переменной стреловидности и двухкилевое вертикальное оперение. Масса ВКА – 3,6 т, длина 9,0 м, высота 1,9-2,0 м, ширина (размах крыльев) 6,5-7,5 м. ВКА должен был иметь запас топлива, который обеспечивал бы приращение характеристической скорости до 540 м/сек. ВКА мог нести полезный груз массой до 700 кг.

Рис. 1.227. ВКА «49-I»

Предполагалось, что ВКА сможет выполнять выполнять при спуске боковые маневры до 100 км и до 200 км по дальности

7.2.4.2. ВКА «49-II»

Отличительной особенностью ВКА «49-II» было использование в конструкции легкосъемных острых кромок аэродинамических поверхностей, выполняемых из оплавляемых материалов.

Длина ВКА «49-II» – 9,4 м, высота – 3,9 м, размах крыльев 7,5 м. Масса – 3,5 т, в т.ч. полезная нагрузка – 0,7 т. Объем герметичной кабины – 0,9 м^3. Двигательная установка ракетоплана обеспечивала приращение характеристической скорости 100 м/сек. Максимальная перегрузка при штатном спуске – 3g.

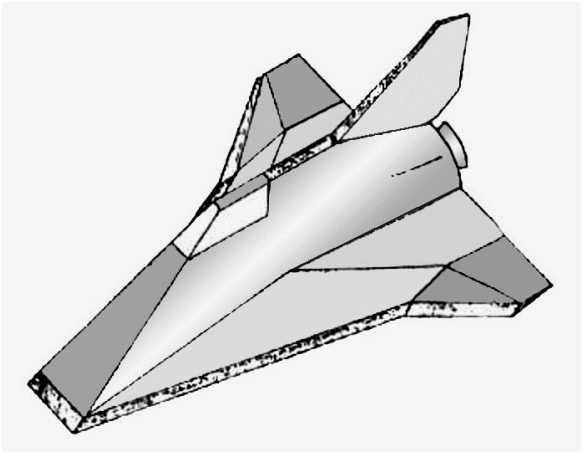


Рис. 1.228. ВКА «49-II»

В конце 1960-х годов ОКБ-23 вошло в качестве филиала в состав ОКБ-52, которым руководил Челомей В.Н. Темы «48», «49», как и многие другие, были закрыты. Бывший Главный конструктор ОКБ-23 В.М.Мясищев был назначен начальником ЦАГИ.

7.3. Космопланы и ракетопланы ОКБ-52

После поглощения конструкторских бюро В.М.Мясищева и П.В.Цыбина Главный конструктор ОКБ-52 В.Н.Челомей приступил к разработке серии крылатых космических аппаратов.

При разработке космических аппаратов ОКБ-23 рассматривало три класса ракетопланов:

- тип «конус». Ракетоплан имеет форму слабо затупленного конуса со стреловидными крыльями и хвостовыми рулями. Посадка ракетоплана происходит с высокими вертикальными скоростями, поэтому должна применяться парашютная посадка отделяемой кабины либо катапультирование пилота. По типу «конус» проектировались боевые ракетопланы – перехватчики спутников;
- тип «кожух». Ракетоплан представляет собой самолет со складными крыльями, который помещается внутрь конструкции, имеющей форму конуса с затупленным носом. Эта конструкция – «кожух», – выполняет фунции защитной оболочки при спуске ракетоплана с орбиты. После прохождения высоких аэродинамических и тепловых нагрузок «кожух» сбрасывается, самолет раскрывает крылья и выполняет планирующий полет к аэродрому и посадку. Ракетопланы такой схемы получили в ОКБ-23 название «космопланы»;

– крылатые ракетопланы с высоким (1,8-2,5) аэродинамическим качеством. Поскольку заостренный нос и тонкопрофильные крылья должны были подвергаться действию больших тепловых нагрузок при входе в атмосферу, ракетопланы такой схемы проектировались только для орбитальных и суборбитальных полетов, т.к. возвращение со 2-й космической скоростью для таких ракетопланов считалось практически нерешаемой технической задачей.

7.3.1. РАКЕТОПЛАНЫ – ПЕРЕХВАТЧИКИ СПУТНИКОВ

На рис. 1.229 показаны рассматривавшиеся варианты одноместных боевых ракетопланов. Ракетопланы различались как аэродинамически, то есть разной схемой обтекания на гиперзвуковых скоростях и разными возможностями планирования и управляемости на дозвуковых скоростях, так и по схеме и величине нагрева элементов конструкции при возвращении с орбиты.

Стартовая масса ракетопланов – 14 т, посадочная масса – от 3,2 до 4,5 т. Для запуска планировалось использовать РН УР-500 (8К82 «Протон»). Каждый ракетоплан нес 12 ракет типа «космос-космос» для уничтожения вражеских спутников. Масса ракеты «космос-космос» − 100 кг.

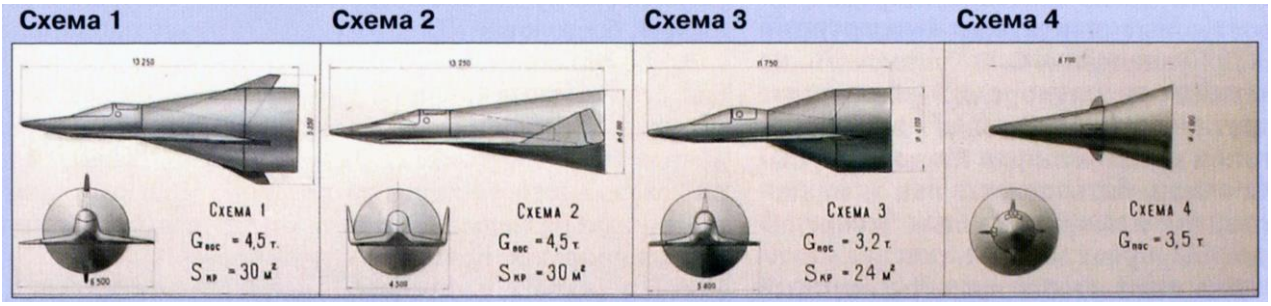


Рис. 1.229. Варианты пилотируемых перехватчиков спутников ОКБ-52

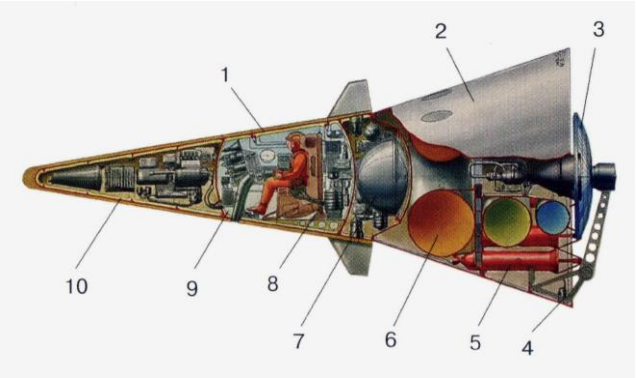
Ракетопланы имели возможность маневрировать как на орбите – до высоты 2 200-3 000 км, так и в атмосфере при возвращении: возможный боковой маневр от 1 200 км (ракетоплан по схеме 4) до 5 500 км (ракетопланы схемы 1 и 2). Требования большого бокового маневра диктовались условием возможности возвращения к точке старта почти с любого витка.

Ракетопланы схем 1-3 должны были совершать посадку на аэродром по-самолетному, для ракетоплана схемы 4 предусматривалась посадка на парашюте.

7.3.2. КОСМОПЛАНЫ

Серия проектов летательных аппаратов под общим название «Космоплан» (тема «К») объединяла пилотируемые и беспилотные космические аппараты как для орбитальных полетов, так и для полетов к планетам Солнечной системы. «Космопланы» для межпланетных полетов должны были использовать электроионные двигатели малой тяги и ядерные источники энергии.

Проекты «Космопланов» представляют собой по сути различные вариации объединения космических аппаратов с коническими теплозащитными оболочками, снабженными органами аэродинамического управления в атмосфере Земли. Для управления траекторией движения в атмосфере на гиперзвуковых скоростях конические оболочки снабжаются аэродинамическими щитками. В некоторых проектах предусматривалось применение раскрываемого тормозного зонта, выполняемого



1 – спускаемый аппарат
2 – сбрасываемый контейнер
3 – антенна РЛС обнаружения и наведения
4 – система струйной стабилизации
5 – ракеты «космос-космос»
6 – двигательная установка
7 – система приземления
8 – система жизнеобеспечения
9 – кабина пилота
10 – приборный отсек

Рис. 1.230. Схема ракетоплана типа «Конус»

из тонких пластин тугоплавкого материала. После торможения коническая оболочка, щитки и тормозной зонт отбрасываются, и аппарат использует раскрывающиеся крылья для посадки по-самолетному.

В 1961 году в ОКБ-52 были подготовлены предэскизные проекты пилотируемых космических самолетов АК-3 и АК-4.

В 1962 году был выпущен эскизный проект беспилотного космического аппарата «К», предназначенного для выполнения полетов к Луне, Марсу и Венере.

Тогда же были разработаны эскизные проекты ряда ракетопланов типа «Кожух» военного назначения: ракетоплан-истребитель П-2И, высотный ракетоплан-перехватчик, легкий ракетоплан-разведчик.

Высотный ракетоплан-перехватчик, несущий 8 ракет «космос-космос», должен был выводиться на орбиту с помощью РН УР-500 (8К82). Двигательная установка, обеспечивающая запас характеристической скорости 1 270 м/с, позволяла ракетоплану осуществлять перехват цели на орбитах высотой от 300 до 1 900 км. Масса ракетоплана при старте – 12 т, при посадке – 5,8 т. Длительность полета – до 36 часов. Максимальные перегрузки при торможении в атмосфере – до 4g. Ракетоплан оснащался турбореактивным двигателем, позволявшим после сброса кожуха осуществлять горизонтальный полет дальностью до 450 км.

Ракетоплан-разведчик не имел оружия, его расчетная масса при старте – 6,3 т. Запуск ракетоплана рассчитывался на РН 8К78. Запас характеристической скорости, обеспечиваемый бортовой ДУ, – 120 м/с. Рабочая орбита 160 х 292 км, длительность полета 24 часа.

Работа в этом направлении продвинулась до суборбитальных запусков экспериментальных аппаратов с аэродинамическими щитками, после чего была закрыта.

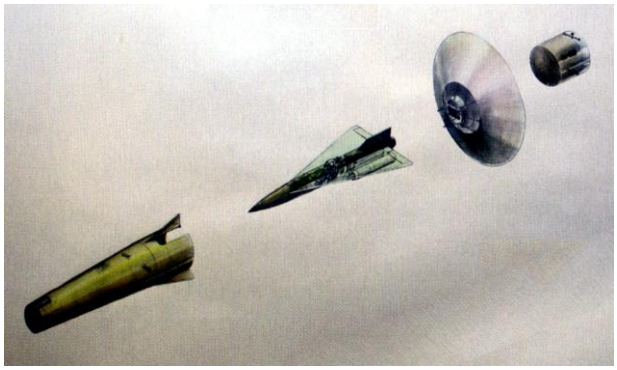
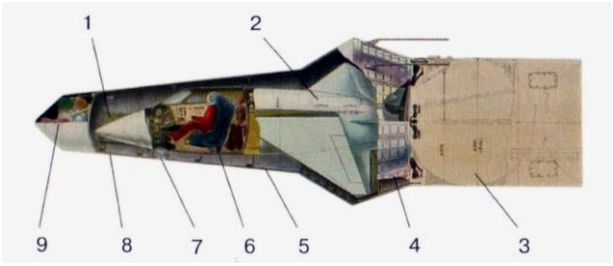
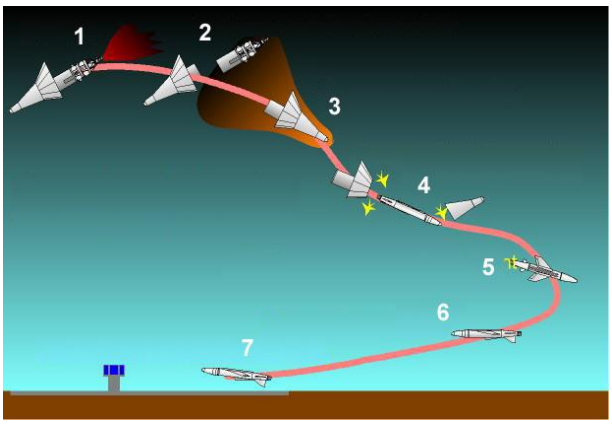


Рис. 1.231. Компоновка ракетоплана АК-4



1 – источники электропитания
2 – РДТТ сброса контейнера
3 – 3-я ступень РН
4 – теплообменник
5 – теплозащитный контейнер («кожух»)
6 – крылатый летательный аппарат
7 – прибор оптического наблюдения
8 – сбрасываемый обтекатель
9 – тормозная двигательная установка

Рис. 1.232. Ракетоплан типа «Кожух» («Космоплан»)



1 – работа тормозной ДУ
2 – отделение тормозной ДУ
3 – аэродинамическое торможение
4 – сброс аэродинамических обтекателей
5 – раскрытие крыльев
6 – планирующий спуск
7 – посадка на аэродромную полосу

Рис. 1.233. Схема схода с орбиты и посадки ракетоплана типа «Кожух»

7.3.3. Экспериментальные ракетопланы

По результатам работ с коническими обтекателями в 1964 году ОКБ-52 представило проект ракетоплана «Р», который предполагалось изготавливать в двух вариантах: беспилотный «Р-1» и пилотируемый одноместный «Р-2».

Беспилотный ракетоплан «Р-1» предназначался для отработки на орбите всех агрегатов и систем, в том числе систем ориентации и стабилизации, теплозащиты, ситемы разделения, а также уточнения баллистических и аэродинамических параметров.

Пилотируемый ракетоплан «Р-2» должен был использоваться для изучения возможностей космонавта по выполнению наблюдательных, контрольно-проверочных и связных работ на орбите.

Ракетоплан должен был иметь М-образное складное (средняя часть вверх, концы вниз) крыло переменной стреловидности. Масса ракетоплана – 6,3 т. Вывод ракетоплана на орбиту высотой 160 х 290 км должен был производиться ракетой носителем типа 8К78 или УР-200. После односуточного полета ракетоплан должен был совершать планирующий спуск и посадку на аэродромную полосу. Перегрузки при торможении в плотных слоях атмосферы не должны были превышать 3,5-4g.

Были построены два макета ракетоплана, но в конце 1964 года в связи с развертыванием работ по программе УР-500 – ЛК-1 тема «Ракетоплан» была закрыта. Продолжение этой темы состоялось с 1975 по 1983 годы, в виде проекта МТКС «Протон-ЛКС».

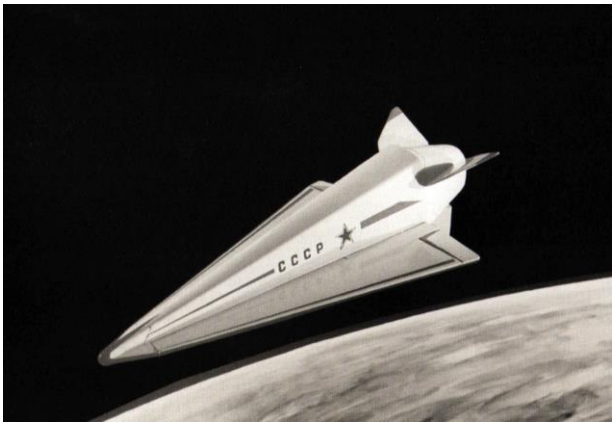


Рис. 1.234. Ракетоплан Р-1

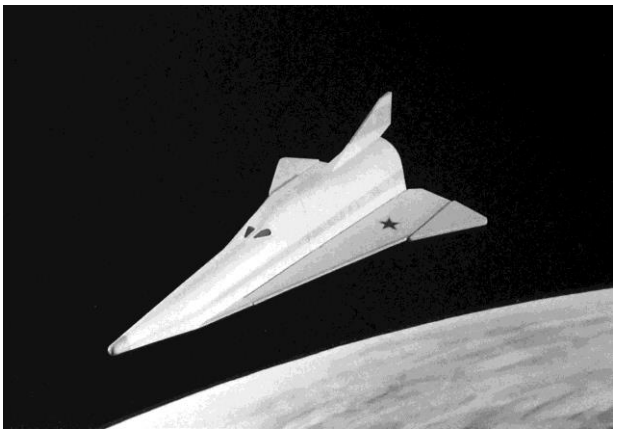


Рис. 1.235. Ракетоплан Р-2

7.3.4. Легкий космический самолет (ЛКС)

В 1975 году В.Н.Челомей, отказавшись участвовать в кооперации по созданию МТКС «Энергия-Буран», в инициативном порядке начал в ЦКБМ (бывшее ОКБ-52) разработку многоразового космического корабля ЛКС (легкий космический самолет), который должен был выводиться на орбиту ракетой-носителем «Протон».

Масса ЛКС – 25 т, в том числе масса полезного груза, доставляемого на орбиту – 4-5 т, и масса топлива – 2 т. ЛКС имеет несущий корпус с крылом двойной стреловидности и одно- или двухкилевым хвостовым стабилизатором (2 варианта). Длина ЛКС – 19 м. Объем отсека полезной нагрузки – 30 м^3.

ЛКС имеет возможность маневрировать при входе в атмосферу (величина бокового маневра до 2 000 км) и совершать посадку на трехколесном шасси на бетонную полосу.

Рис. 1.236. ЛКС (двухкилевой вариант)

Экипаж ЛКС 2-3 человека. Расчетная продолжительность полета от 10 суток (в пилотируемом варианте) и до 1 года в беспилотном режиме. Теплозащита ЛКС рассчитывалась на 100 полетов.

В 1983 году Челомей представил на защиту в Государственную комиссию проектную документацию на МТКС «Протон-ЛКС». В качестве одного из возможных применений рассматривался вывод на околоземные орбиты боевых станций с лазерным и пучковым оружием для уничтожения стартующих баллистических ракет противника – то есть, советский вариант американской программы Стратегической Оборонной Инициативы (СОИ).

Был построен полноразмерный макет ЛКС.

Проект не получил поддержки, и работы над ним были прекращены.

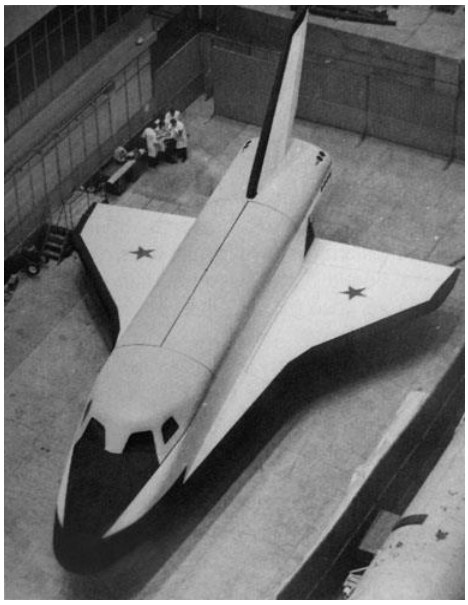


Рис. 1.237. Макет ЛКС (однокилевой вариант)

7.4. Ракетоплан ОКБ А.Н. Туполева

Мощное ОКБ, которое возглавлял А.Н.Туполев, не могло остаться в стороне от новейшего направления в авиационной технике – создания воздушно-космических летательных аппаратов. Во второй половине 1950-х годов в ОКБ Туполева была открыта тема «Звезда», в рамках которой должны были быть проведены научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию крылатых аппаратов, способных совершать полеты в ближнем космосе и в атмосфере.

Работы должны были начаться с создания масштабных моделей и их запусков с самолета-носителя Ту-16 и ракетами Р-5 и Р-14 на высоты до 50-100 км и со скоростями до 28 000 км/ч. Исследования на моделях должны были помочь отработать элементы конструкции, способной работать в условиях высоких температур на гиперзвуковых скоростях.

На втором этапе должны были проводиться пилотируемые полеты экспериментальных гиперзвуковых самолетов, являющихся, по существу, уменьшенными копиями будущего ракетоплана.

На третьем этапе должен был быть создан пилотируемый одноместный ракетоплан, массой 10-20 т. Ракетоплан, получивший обозначение «136» (Ту-136), должен был выводиться мощной ракетой-носителем на низкую околоземную орбиту. Планировалось, что для первых полетов будет достаточно ограничиваться одним или несколькими витками по орбите. Для маневрирования в космосе ракетоплан должен был иметь два жидкостных ракетных двигателя, которые позволяли бы совершать боковые маневры до 1 000 км. Эти же двигатели должны были использоваться для схода с орбиты.

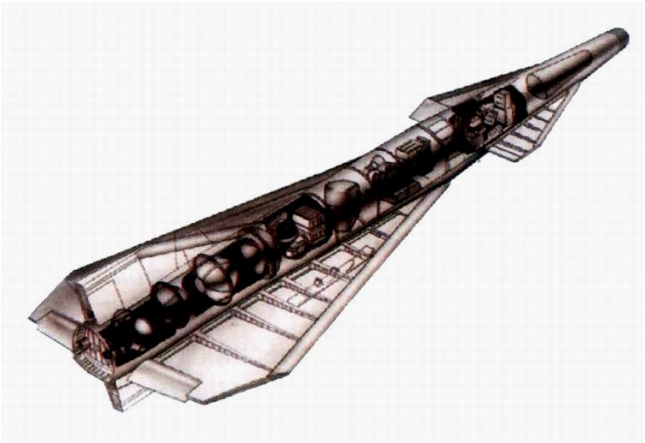


Рис. 1.238. Ракетоплан «136» («Звезда»)

Было разработано несколько аэродинамических компоновок ракетоплана «136». Наиболее детально был проработан вариант по схеме «утка». Для него была проработана компоновочная схема размещения оборудования и агрегатов, силовой установки, посадочного устройства и средств спасения экипажа. Разрабатывался и беспилотный вариант ракетоплана – «137» (Ту-137, «Спутник»).

Работы по теме «Звезда» не вышли из стадии бумажных разработок и были прекращены в 1963 году.

7.5. Воздушно-космический самолет МГ-19

В начале 1970-х годов в НИИ-4 (затем ЦНИИ-50) Министерства обороны совместно с ОКБ Мясищева прорабатывался проект одноступенчатого воздушно-космического самолета. По проекту ВКС оборудовался силовой установкой, состоящей из нескольких комбинированных прямоточных ЖРД, использующих воздух в качестве рабочего тела на участках атмосферного полета. В качестве топлива предусматривался жидкий водород. В 1974 году руководитель группы разработчиков НИИ-4 Олег Гурко предложил разместить в воздушном тракте теплообменник, нагревающий воздух теплом от бортового ядерного реактора, что позволило бы существенно снизить расход топлива. Благодаря такому техническому решению появилась возможность в принципе исключить расход топлива при полете в атмосфере и соответствующие выбросы в атмосферу продуктов сгорания.

Окончательный вариант ВКС, получивший обозначение МГ-19 (Мясищев-Гурко, «гурколет»), был выполнен по схеме «несущий корпус», обеспечивающей высокое весовое совершенство аппарата, и был оснащен комбинированной двигательной установкой в составе ядерного реактора и прямоточного водородного ЖРД.

Рис. 1.239. ВКС МГ-19

Основным проблемным вопросом создания ВКС М-19 было создание комбинированной ДУ. Она включала в себя:

- маршевый ядерный ракетный двигатель (ЯРД) с тягой около 300 тс;
- 10 двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой и теплообменниками от ядерного реактора во внутреннем и наружном контурах (ядерные ДТРДФ), тяга каждого до 25 тс;
- гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД). Топливо впрыскивалось под днище в хвостовой части и, сгорая в расширяющимся канале, образованном хвостовой частью, создавало тягу.

Проектные характеристики ВКС МГ-19:

Длина (без хвостового обтекателя)	60 м.
Размах крыла	50 м.
Высота	15,2 м.
Взлетный вес	500 т.
Масса конструкции	125 т.
Масса топлива (жидкий водород)	220 т.
Высота орбиты	185 км.
Полезная нагрузка	30-40 т.
Боковая дальность маневра при спуске	4 500 км.
Длина рабега при взлете	2 000 м.
Длина пробега при посадке	3 750 м.

ВКС МГ-19 рассматривался как серьезный конкурент МКС «Энергия-Буран», однако ввиду меньшей степени проработки и большей степени технического риска, а также из-за отсутствия зарубежного аналога, проект МГ-19 реализован не был.

7.6. Воздушно-орбитальная система «Спираль»

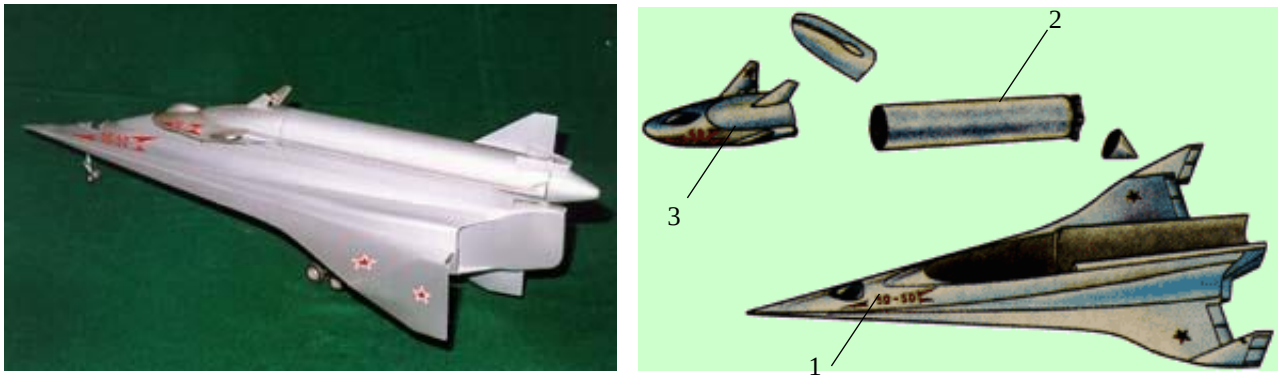
После отстранения от власти Н.С.Хрущева, покровителя В.Н.Челомея, работы по ракетопланам в ОКБ-52 были прекращены. Следующим шагом по созданию крылатого космического аппарата в СССР стало подписание в июле 1965 года приказа Министра авиационной промышленности о создании воздушно-орбитальной системы (ВОС) «Спираль» военного назначения силами ОКБ А.И.Микояна. В 1966 году к работам по ВОС «Спираль» подключился ЦАГИ, возглавляшийся бывшим Главным конструктором ОКБ-23 В.М.Мясищевым.

Главным конструктором системы «Спираль» был назначен Г.Е.Лозино-Лозинский, который в конце июня 1966 г. подписал аванпроект ВОС «Спираль». По разработанному проекту ВОС «Спираль» должна была состоять из двух ступеней: многоразовый гиперзвуковой самолет-разгонщик (ГСР) и орбитальная ступень, закреплявшаяся на ГСР сверху. Орбитальная ступень, в свою очередь, состояла из многоразового орбитального самолета (ОС) и одноразового ускорителя. Основные варианты назначения ВОС – разведка, перехват и инспекция космических аппаратов противника, доставка ракеты класса «орбита – земля».

7.6.1. Гиперзвуковой самолет-разгонщик

ГСР (проект 205, он же «50-50») – самолет-бесхвостка с многорежимными двигателями, работающими на керосине (или на жидком водороде – перспективный вариант). Должен был производить горизонтальный взлет, подъем ОС на высоту 22-24 км (или 28-30 в перспективном варианте), разгон системы до М=4 (М=6). После отделения ОС самолет-разгонщик должен был возвращаться к месту старта.

Длина ГСР – 38 м, размах крыльев – 16,5 м. Экипаж – 2 чел. Взлетная масса ГСР – 52 т (в перспективном варианте – 72 т), вместе с орбитальной ступенью – 114,8 т (соответственно, 129,5 т).



1 – гиперзвуковой самолет-разгонщик
2 – двухступенчатый ускоритель
3 – орбитальный самолет

Рис. 1.240. ВОС «Спираль»

7.6.2. Орбитальный самолет

ОС (проект 105, он же «50») – одноместный пилотируемый воздушно-космический аппарат с несущим корпусом. Консоли стреловидных крыльев при выведении подняты под углом минус 15º от вертикали (наклонены внутрь), при торможении в атмосфере разворачиваются под углом до плюс 60º от вертикали. Длина ОС – 8 м, высота – 3,3 м. Размах крыльев в развернутом состоянии – 7,4 м. Сухая масса ОС – 4,63 т, номинальная – 8,8 т, максимальная – 10,3 т.

ОС оснащен несколькими двигательными установками:

- ЖРД для орбитальных маневров и схода с орбиты, тяга 1,5 тс. Предполагалось в дальнейшем установить ЖРД тягой 5 тс, с возможностью дросселирования до 1,5 тс);
- два аварийных тормозных ЖРД тягой по 16 кгс;

– двигатели малой тяги системы ориентации и управления – 6 ЖРД по 16 кгс тяги и 10 ЖРД по 1 кгс тяги;
– турбореактивный двигатель для атмосферного полета на дозвуковой скорости.

Для размещения специального оборудования в конструкции ОС был выделен закабинный отсек объемом около 2 м^3. Масса полезного груза ОС составляла 500 кг.

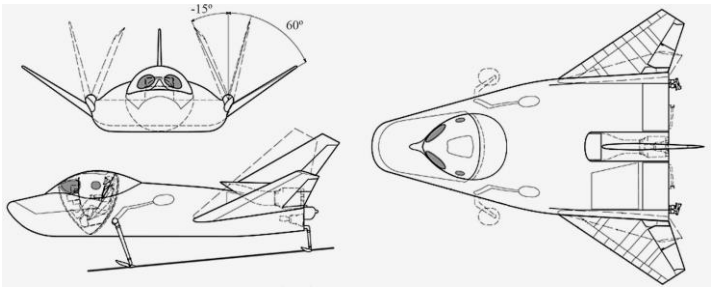


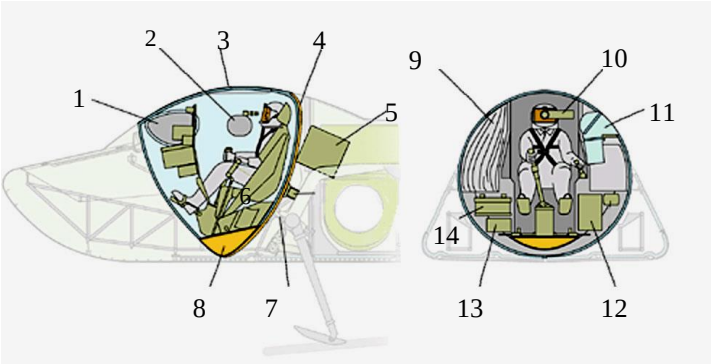
Рис. 1.241. Орбитальный самолет «50»
Рис. с сайта www.buran.ru

ОС после отделения от ГСР должен был выводиться ускорителем на опорную орбиту высотой 130-150 км. Ускоритель представлял собой двухступенчатую ракету массой 52,5 т с кислородно-керосиновыми (в перспективном варианте – кислородно-водородными) двигателями тягой около 100 тс на каждой ступени.

С опорной орбиты ОС мог с помощью бортового ЖРД совершать маневры в следующих пределах:

– изменение наклонения орбиты до 17 град. на прежней высоте
– изменение наклонения орбиты на 12 град. с подъемом апогея до высоты 1 000 км;
– переход на круговую орбиту высотой 500-600 км;
– переход на круговую орбиту высотой 200 км (с грузом 1,3 т);
– боковой маневр при посадке на 1 900 км.

Штатная программа полета рассчитывалась на три витка, при этом задача полета должна была выполняться на первых двух витках, третий виток должен был быть посадочным. Максимальная продолжительность полета ОС – до 2 суток. После схода с орбиты ОС совершал управляемое торможение в атмосфере и на высоте 50-55 км переходил в планирующий полет, переведя крылья в развернутое положение. Штатная посадка осуществлялась на убираемое 4-х стоечное лыжное шасси.



1 – передние иллюминаторы
2 – боковой иллюминатор
3 – входной люк
4 – теплозащита
5 – оборудование САС
6 – РДТТ катапультирования
7 – пружинный толкатель
8 – сминаемый амортизатор
9 – парашют
10 – окуляр визира
11 – оптический визир
12 – агрегаты СЖО
13 – радиоаппаратура
14 – аккумулятор

Рис. 1.242. Компоновка отделяемой кабины ОС «50»
Рис. А.Юргенсона

Аварийное спасение пилота обеспечивалось на любом участке полета. На атмосферном дозвуковом участке полета пилот мог катапультироваться из кабины ОС. При аварии на орбите для возвращения на Землю летчик должен был использовать катапультирование кабины, которая имела вид капсулы фарообразной формы с теплозащитным покрытием и была оборудована навигационным блоком, тормозными двигателями для схода с орбиты и парашютом. Для снижения ударной перегрузки при посадке (расчетная скорость снижения 8 м/с) в нижней части кабины был предусмотрен сминаемый амортизатор. Масса кабины 930 кг, при приземлении – 705 кг.

Рабочее проектирование ОС производилось в специально организованном для этой цели филиале ОКБ А.И. Микояна в г.Дубна, который возглавил заместитель Главного конструктора П.А. Шустер.

Начало пилотируемых летных испытаний ВОС «Спираль» предполагалось начать в 1972-1973 годах. В 1967 году была сформирована группа космонавтов, которые проходили подготовку к полетам на ОС «Спираль». В нее вошли Титов Г.С., Филипченко А.В., Куклин А.П.

Разрабатывались следующие варианты ОС:

- дневной фоторазведчик;
- радиолокационный разведчик;
- ударный орбитальный самолет;
- перехватчик космических целей.

7.6.2.1. Дневной фоторазведчик

ОС в варианте фоторазведчика должен был оборудоваться фотоаппаратурой, обеспечивающей фотографирование наземных целей с разрешением до 1,2 м при высоте съемки 130 км. Наведение на цель и съемка должны были производиться пилотом с помощью оптического визира, ось которого совмещалась с оптической осью объектива фотоаппарата.

7.6.2.2. Радиолокационный разведчик

Для выполнения радиолокационной разведки ОС предполагалось оснащать развертываемой антенны размером 12 х 1,5 м. Ширина полосы обзора радиолокатора должна была составить 200 км над морем и 25 км на суше. Разрешающая способность локатора 20-30 м, что должно было обеспечить обнаружение морских целей и крупных наземных объектов.

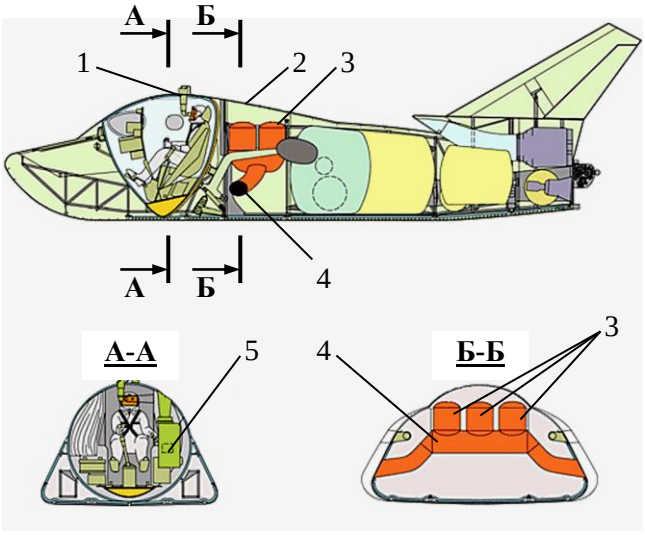
7.6.2.3. Ударный орбитальный самолет

Основное назначение ОС в варианте ударного самолета заключалось в борьбе с авианосцами противника. ОС должен был оснащаться ракетой «космос-Земля» с ядерной боеголовкой. Масса ракеты – 1,7 т. Для размещения ракеты в корпусе ОС выделялся дополнительный объем за счет уменьшения размеров топливных баков, возможности маневрирования ОС при этом также уменьшались. Так, возможность изменения плоскости орбиты при прежней высоте уменьшались до 7 град., возможность бокового маневра при посадке – до 800 км.

7.6.2.4. Перехватчик космических целей «50-22»

Прорабатывалось два варианта орбитального самолета-перехватчика космических целей под общим обозначением «50-22».

В варианте инспектора-перехватчика в закабинном отсеке размещалось 6 ракет «космос-космос» массой по 25 кг. Ракеты обеспечивали перехват космических целей с расстояния до 30 км при относительной скорости цели 0,5 км/с. Пилот должен был вывести ОС на орбиту цели, сблизиться до расстояния 3-5 км, произвести визуальный осмотр цели через оптический визир с 50-кратным увеличением и, при необходимости, произвести запуск одной из ракет для уничтожения цели. Согласно проекту, ОС «50-22» имел возможность перехвата и уничтожения в одном полете двух целей, имеющих высоту полета до 1 000 км и некомпланарность орбиты до 10 град.



1 – оптический визир
2 – створки ракетного отсека
3 – ракеты «космос-космос»
4 – газоотвод
5 – фотоаппаратура

Рис. 1.243. Компоновка ОС «50-22»
Рис. А.Юргенсона

В варианте дальнего перехватчика ОС оснащался самонаводящимися ракетами с дальностью стрельбы до 350 км. Возможно было поражение целей на пересекающихся курсах. Масса ракеты с контейнером – 170 кг.

7.6.3. План отработки ВОС «Спираль»

Был составлен следующий план поэтапной отработки системы «Спираль»:

Этап1. Создание пилотируемого ракетного самолета-аналога, не имеющего габаритно-массового и приборного сходства с ОС. Старт должен был производиться с самолета-носителя Ту-95. Самолет-аналог должен был совершать суборбитальные «подскоки» на высоту до 120 км и развивать максимальную скорость М=6-8. Полеты на дозвуковой скорости должны были состояться в 1967 году, полеты на максимальные высоту и скорость – в 1968 году.

Этап 2. Создание экспериментального пилотируемого орбитального самолета (ЭПОС). Экспериментальный самолет запускается РН 11А511 «Союз» на околоземную орбиту высотой 150-160 км, наклонение 51º. После двух-трех витков ЭПОС выполняет спуск и посадку. Планировалось изготовить 4 экземпляра ЭПОС. Беспилотные полеты на орбиту должны были состояться в 1969 году, пилотируемые – в 1970 году.

Этап 3. Создание ГСР. Летные испытания четырех экземпляров с керосиновыми двигателями – в 1970 году, четырех ГСР с водородными двигателями – в 1972 году.

Этап 4-1. Испытания ВОС, состоящей из ГСР и беспилотного ОС. Все двигатели работают на керосине. Срок – 1972 год.

Этап 4-2. Испытания штатной ВОС с пилотируемым ОС. Все двигатели работают на водороде. Срок – 1973 год.

Фактически была выполнена только первая часть первого этапа – дозвуковые испытания самолета-аналога.

7.6.4. Экспериментальный пилотируемый ОС

Для проверки правильности выбранных аэродинамических решений, натурной отработки конструкции и подтверждения летных характеристик орбитального самолета системы «Спираль» были разработаны и созданы несколько экспериментальных летательных аппаратов.

В 1966 году было принято решение о постройке аналогов ЭПОС для испытаний аппарата при сбросе с самолета Ту-95КМ. В 1968 году началось изготовление первого аналога – изделия 105.11 (МиГ-105.11), получившего неофициальное название «Лапоть». «Лапоть» был оборудован турбореактивным двигателем, но не имел ЖРД и системы газодинамического управления и предназначался для испытаний на дозвуковых скоростях – для имитации атмосферного участка возвращения с орбиты и отработки посадки. Консоли крыла были выполнены нескладываемыми, в развернутом состоянии.

Рис. 1.244. Аналог ЭПОС 105.11 «Лапоть»

В 1976-78 годах было выполнено несколько полетов самолета-аналога 105.11, как со взлетом с аэродрома (для этого вместо лыж было установлено колесное шасси), так и с отцеплением от самолета-носителя Ту-95КМ на высоте 5 000 м и запуском турбореактивного двигателя в воздухе (8 полетов). На этом дозвуковые испытания были завершены.

Была запланирована постройка еще двух самолетов-аналогов: 105.12 – для испытаний на сверхзвуковых скоростях, и 105.13 – для полетов на гиперзвуке. Оба аналога должны были быть оборудованы ЖРД и органами газодинамического управления. Самолет-аналог 105.12 был построен полностью, но участия в испытаниях не принимал. Аналог 105.13 был изготовлен только частично и использовался для наземных испытаний теплозащиты.

Работы по ВОС «Спираль» были прекращены после 1976 года, когда вышло Постановление Правительства СССР о создании многоразовой транспортной космической системы «Энергия-Буран».

Рис. 1.245. Аналог ЭПОС 105.11 в музее в Монино

7.7. Беспилотные Орбитальные Ракетопланы

С целью уточнения результатов исследований в аэродинамических трубах, характеристик устойчивости и управляемости ОС на различных участках полета, а также для изучения свойств новых теплозащитных материалов, предназначенных для использования в конструкции орбитального самолета, начиная с 1969 года были выполнены запуски уменьшенных моделей ОС «Спираль», которые получили наименование БОР (Беспилотный Орбитальный Ракетоплан). В ходе проведения работ программа БОР была переориентирована с решения задач ВОС «Спираль» на отработку аэродинамических и теплозащитных решений в интересах программы «Буран».

7.7.1. БОР-1

БОР-1 был выполнен в масштабе 1:3 целиком из дерева и запущен 15.07.69 г. с помощью РН 11К63 («Космос-2») по суборбитальной траектории на высоту около 100 км. Масса ракетоплана БОР-1 – 800 кг. Модель полностью сгорела при входе в атмосферу со скоростью 13 000 км/ч, но с помощью телеметрии была получена необходимая информация об устойчивости аппарата выбранной формы на гиперзвуковых скоростях.

7.7.2. БОР-2 и БОР-3

Ракетопланы БОР-2 и БОР-3 по форме являлись уменьшенной моделью ОС «Спираль» в масштабе 1:3 (длина около 2,7 м, поперечный размер – по фюзеляжу 1,34 м, по раскрытым консолям крыльев – 2,01 м) но, в отличие от БОР-1, имели металлический каркас и обшивку, выполненную из асбо- и стеклотекстолита. Основное назначение – исследование процессов обтекания и температурного воздействия на конструкцию ракетоплана с несущим корпусом при входе в атмосферу с гиперзвуковой скоростью, а также проверка работоспособности различных видов теплозащитных материалов. Ракетоплан БОР-3 отличался установкой консолей крыла с управлением по углу наклона, а также измененной конструкцией фонаря кабины.

Рис. 1.246. БОР-2

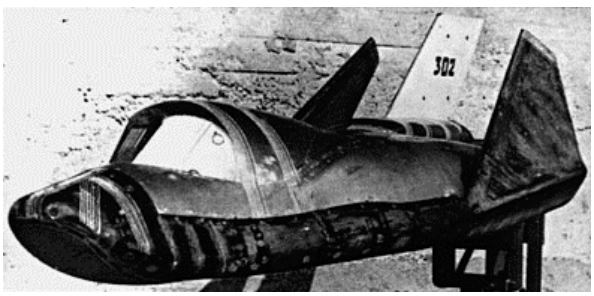


Рис. 1.247. БОР-3

Запуски ракетопланов по суборбитальным траекториям производились с космодрома Капустин Яр в сторону полигона Сары-Шаган ракетами-носителями 11К63. При выведении консоли крыла находились в сложенном состоянии под головным обтекателем, а после отделения от РН раскрывались в штатное положение.

Ракетопланы оснащались системой управления, которая обеспечивала заданный угол тангажа при входе в атмосферу и стабилизацию по тангажу, курсу и крену. На высоте 20 км при скорости 300 м/с раскрывался тормозной парашют. На высоте 3 км тормозной парашют отстреливался, и выпускался основной парашют, на котором ракетоплан и осуществлял посадку.

Табл. 1.57. Запуски беспилотных ракетопланов БОР-1, БОР-2 и БОР-3

№ п/п	Тип	Сер. №	Дата запуска	Масса, кг	Примечание
1	БОР-1	-	15.07.69	700	
2	БОР-2	101	06.12.69	790	Из-за частичного отказа системы управления раскрытие парашюта производилось в нерасчетном режиме.
3	БОР-2	102	31.07.70	790	Программа полета выполнена полностью.
4	БОР-2	103	22.04.71	790	Произошел прогар участка экспериментальной ниобиевой теплозащиты, что привело к повреждению ряда систем, в том числе системы раскрытия парашютов.
5	БОР-2	104	08.02.72	790	Программа полета выполнена полностью.
6	БОР-3	301	24.05.73		На участке выведения произошло разрушение головного обтекателя и нештатное отделение ракетоплана, который разрушился при падении в 39 км от точки старта.
7	БОР-3	302	11.07.74		Программа полета выполнена успешно, но из-за частичного повреждения основного парашюта ракетоплан при посадке разрушился.
	БОР-3	303	-		Не запускался.

7.7.3. БОР-4

Ракетоплан БОР-4 представлял собой уменьшенную копию ОС «Спираль» (масштаб 1:2). Основное назначение ракетоплана – испытания теплозащиты, предназначенной для МКК «Буран», и отработка элементов системы управления при входе в атмосферу с орбитальной скоростью. БОР-4 имел длину 3,4 м, размах крыльев 2,6 м. Масса ракетоплана 1,45 т на старте, около 1,074 т на орбите (со сбрасываемым тормозным РДТТ) и 0,795 т после возвращения. Крылья выполнены подвижными: при старте и первой фазе спуска они подняты, а при переходе на дозвуковую скорость поворачиваются в развернутое состояние. БОР-4 оснащался сбрасываемой тормозной двигательной установкой, двигателями газовой стабилизации, теплозащитным покрытием, блоками автономного управления и парашютной системой.

Ракетоплан БОР-4 запускался ракетой-носителем 11К65М (Космос-3) с космодрома Капустин Яр. Запуски производились как по суборбитальной траектории, так и на орбиту ИСЗ. Посадка ракетоплана после одновиткового полета по орбите производилась на парашюте и только на воду.

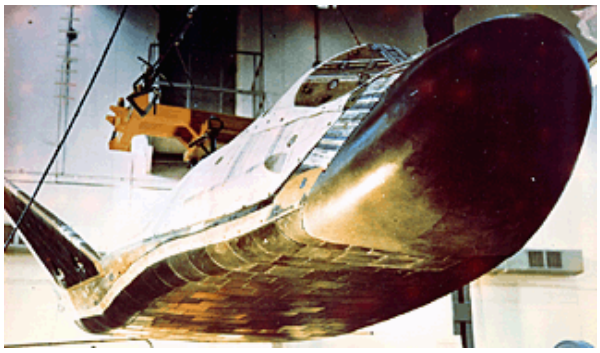


Рис. 1.248. Ракетоплан БОР-4

Рис. 1.249. Ракетоплан БОР-4 на орбите
Рис. А.Маханько

Табл. 1.58. Запуски беспилотных ракетопланов БОР-4

№ п/п	Наименование	Тип и зав.№	Дата запуска	Параметры орбиты	Длительность полета	Примечание
1	-	БОР-4С №401	05.12.80	Hmax = 130 км		Полет по суборбитальной траектории.
2	Космос-1374	БОР-4 №404	04.06.82	167 х 204 км, 50,6 град.	01ч 52м	Приводнение в Индийском океане.
3	Космос-1445	БОР-4 №403	16.03.83	158 х 208 км, 50,7 град.	01ч 52м	Приводнение в Индийском океане.
4	Космос-1517	БОР-4 №405	27.12.83	212 х 217 км, 50,6 град.	01ч 44м	Приводнение в Черном море.
5	Космос-1614	БОР-4 №406	19.12.84	174 х 223 км, 50,7 град.	01ч 22м	Приводнение в Черном море. На этапе приводнения сработала система самоликвидации. Аппарат не найден.

7.7.4. БОР-5

Ракетоплан БОР-5 являлся копией МКК «Буран» в масштабе 1:8. БОР-5 запускался на суборбитальную траекторию высотой около 210 км для следующих целей:

- определение аэродинамических и балансировочных характеристик ОК, продольной, боковой и поперечной устойчивости в условиях реального полета;
- исследование распределения давления по поверхности аппарата;
- определение тепловых и акустических нагрузок;
- проверка достоверности методов аэродинамического расчета.

Рис. 1.250. БОР-5

Масса КА БОР-5 – 1 450 кг. Запуски производились ракетой-носителем 11К65М с космодрома Капустин Яр. Всего было сделано 5 запусков ракетопланов БОР-5. Информация о запусках приведена в табл. 1.59.

Табл. 1.59. Запуски беспилотных ракетопланов БОР-5

№ п/п	Наименование	Дата запуска	Примечание
1	Модель 501	06.07.84	Неудачный запуск. Не произошло отделение ракетоплана от РН.
2	Модель 502	17.04.85	Успешный запуск.
3	Модель 503	27.12.86	Зачетный запуск.
4	Модель 504	27.08.87	Зачетный запуск.
5	Модель 505	22.06.88	Зачетный запуск.

Первые два запуска были проведены с целью испытаний РН, доработанной для запусков ракетоплана БОР-5. Следующие три запуска были выполнены по программе БОР-5.

7.7.5. БОР-6

БОР-6 – проект ракетоплана на базе ВКА БОР-4 для проведения экспериментов по радиосвязи на плазменном участке спуска в атмосфере. БОР-6 должен был иметь специальные охлаждаемые антенны, вынесенные в набегающий поток. В связи с прекращением финансирования всех работ по воздушно-космическим аппаратам, пусков ракетоплана БОР-6 не производилось, тема была закрыта.

7.8. Многоразовый космический корабль «Буран»

Работы по созданию многоразового космического корабля (МКК) «Буран» были начаты в 1974 году в рамках «Комплексной программы НПО «Энергия»». Центральным вопросом при выборе технического облика был выбор схемы посадки. Одним из предложенных вариантов была схема КК с несущим корпусом и вертикальной посадкой на парашютах. Однако, после рассмотрения всех достоинств и недостатков было принято решение использовать схему крылатого воздушно-космического аппарата, выполняющего планирующий спуск и посадку на колесное шасси. По техническому заданию Министерства обороны СССР на разработку МКК «Буран», все габаритно-массовые характеристики многоразового транспортного космического комплекса (МТКК) и аэродинамические параметры МКК были заданы близкими к характеристикам американского МТКК Space Shuttle. Более того, для сокращения времени при проектировании МКК «Буран» значения многих параметров заимствовались из американских данных о системе Space Shuttle.

7.8.1. МКК ОС-120

Первый вариант МКК, появившийся в 1975 году и имевший рабочее название ОС-120, был практически полной копией МКК Space Shuttle. Отличия заключались в установленных в хвостовой части МКК двух мотогондолах с двигателями орбитального маневрирования и двух РДТТ экстренного (аварийного) отделения МКК от РН, которые отсутствовали в американском аналоге. Три маршевых кислород-водородных ЖРД второй ступени тягой по 250 тс также аналогично МКК Space Shuttle размещались в хвостовой части МКК. Двигатели орбитального маневрирования и блоки двигателей ориентации (носовые и хвостовые) имели раздельные системы хранения и подачи топлива. В качестве топлива предполагалось использовать высококипящие компоненты – НДМГ и тетраоксид азота.

Рис. 1.251. МКК ОС-120
Рис. с сайта www.buran.ru

Стартовая масса МКК составляла 155,4 т (в т.ч. 30 т полезного груза), масса МКК на орбите – 120 т, масса при посадке – 89 т.

Первая ступень МТКК, в отличие от американского аналога, состояла из четырех жидкостных блоков. Стартовая масса комплекса составляла по проекту 2 380 т.

7.8.2. МКК ОК-92

В 1976 появился доработанный проект МКК, получивший обозначение ОК-92. В этом проекте маршевые ЖРД второй ступени были перенесены с МКК на подвесной топливный бак. Таким образом, вместо подвесного кислородно-водородного бака в МТКК появилась полноценная вторая ступень РН. Размеры планера в связи со снижением массы МКК были несколько уменьшены. Один РДТТ САС (вместо двух по проекту ОС-120) занял место маршевых двигателей в хвостовой части фюзеляжа МКК. По бокам хвостовой части планировалось установить в гондолах два ЖРД орбитального маневрирования тягой по 14 тс и два воздушно-реактивных двигателя (ВРД). Установка ВРД обуславливалась необходимостью совершения существенного горизонтального маневра на атмо-

Рис. 1.252. МКК ОК-92
Рис. с сайта www.buran.ru

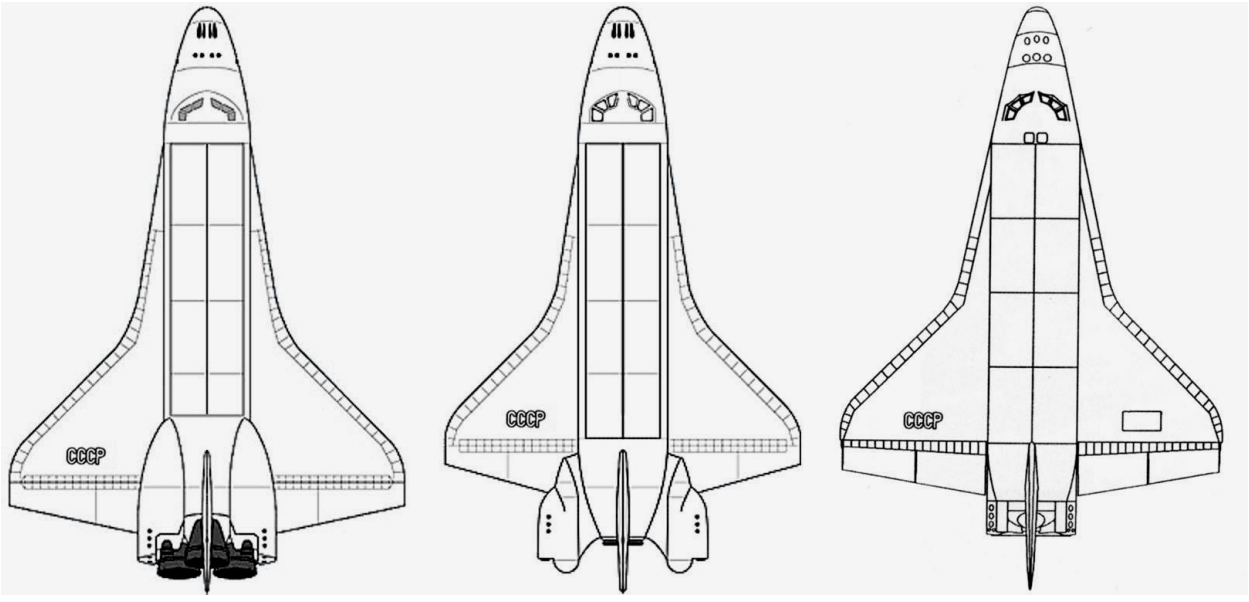
сферном участке спуска для возвращения МКК с «глухих» витков полета, проходивших вне территории СССР. Возможности бокового маневра МКК при спуске с орбиты за счет наличия ВРД увеличивались с 2 200 км до 5 100 км, то есть обеспечивалась посадка МКК на один из аэродромов СССР с любого витка. Эти же ВРД могли использоваться для выполнения обычного самолетного перелета МКК с аэродрома посадки (один из которых предполагалось разместить, например, в районе Камчатки) на аэродром Байконура для подготовки к следующему полету. ВРД на участке выведения и во время орбитального полета должны были быть в «капсулированном» состоянии, с воздухозаборниками и соплами, закрытыми заглушками. При возвращении после торможения и достижения высоты атмосферного полета заглушки сбрасываются, и экипаж производит запуск ВРД.

Стартовая масса МКК ОК-92 составляла 112 т, в т.ч. РДТТ САС – 20 т, запасы топлива для ВРД и ЖРД орбитального маневрирования – 10 т. Полезный груз, доставляемый на орбиту – 30 т. Масса возвращаемого с орбиты груза – 20 т. Максимальная посадочная масса (при аварийной посадке с грузом 30 т) – 82 т. Высота МКК –13 м, с выпущенным шасси – 15,8 м.

7.8.3. МКК «Буран» 11Ф35

МКК 11Ф35 в отличие от проектов ОС-120 и ОК-92 имеет объединенную двигательную установку (ОДУ 17Д11), состоящую из двух основных двигателей тягой по 8,8 тс каждый, трех блоков двигателей маневрирования и ориентации (носовой и два хвостовых блока) и топливных баков. Двигатели ОДУ работают на жидком кислороде и углеводородном горючем.

Воздушно-реактивные двигатели были удалены из штатной конструкции МКК, но некоторое время проект предусматривал их возможную установку после приземления – для перегона на аэродром Байконура. В окончательной конструкции эта возможность также была признана излишней, хотя в летных аналогах МКК, использовавшихся для отработки посадки, эти двигатели были установлены и использовались для взлета с аэродромной полосы и атмосферного полета.



ОС-120 **ОК-92** **11Ф35**

Рис. 1.253. Сравнительный вид вариантов МКК «Буран»

В 1977 году проект МТКК «Энергия-Буран» был утвержден, и коллективы НПО «Энергия» и НПО «Молния» приступили к выпуску рабочей документации. НПО «Молния» выполняло разработку планера, НПО «Энергия» – разработку двигательной установки, шлюзовой камеры и вариантов полезного груза. Разработка кабины МКК была поручена КБ Мясищева. Всего по проекту МТКК «Энергия-Буран» было задействовано большое количество предприятий МАП (Министерства авиационной промышленности) и МОМ (Министерства общего машиностроения), а также других министерств.

МКК «Буран» (11Ф35) – космический корабль многоразового использования, предназначенный для доставки на орбиты ИСЗ грузов различного назначения, для снабжения ОКС и доставки сменных экипажей, для инспекции на орбите различных объектов и доставки их на Землю при необходимости.

Общий вид и габаритные размеры МКК «Буран» показаны на рис. 1.254 и 1.255.

Рис. 1.254. МКК 11Ф35 «Буран»

МКК «Буран» являлся составной частью многоразовой транспортно-космической системы «Энергия-Буран» 11Ф36 и основной полезной нагрузкой для РН «Энергия» 11К25.

МКК «Буран» построен по аэродинамической схеме типа «бесхвостка» с треугольным крылом переменной стреловидности, имеет аэродинамические органы управления, работающие при посадке после возвращения в плотные слои атмосферы – руль направления и элевоны. МКК во время спуска в атмосфере способен совершать управляемый боковой маневр до 2 000 километров.

Применение крылатого МКК должно было повысить комфортность полета на этапах выведения и посадки, снизить требования к тренированности членов экипажа и тем самым расширить круг решаемых задач за счет участия в космических полетах специалистов, имеющих высокую научную квалификацию, но не проходивших длительную физическую подготовку. Максимальные перегрузки в штатном полете должны были составлять 3g на этапе выведения и 1,6g при возвращении.

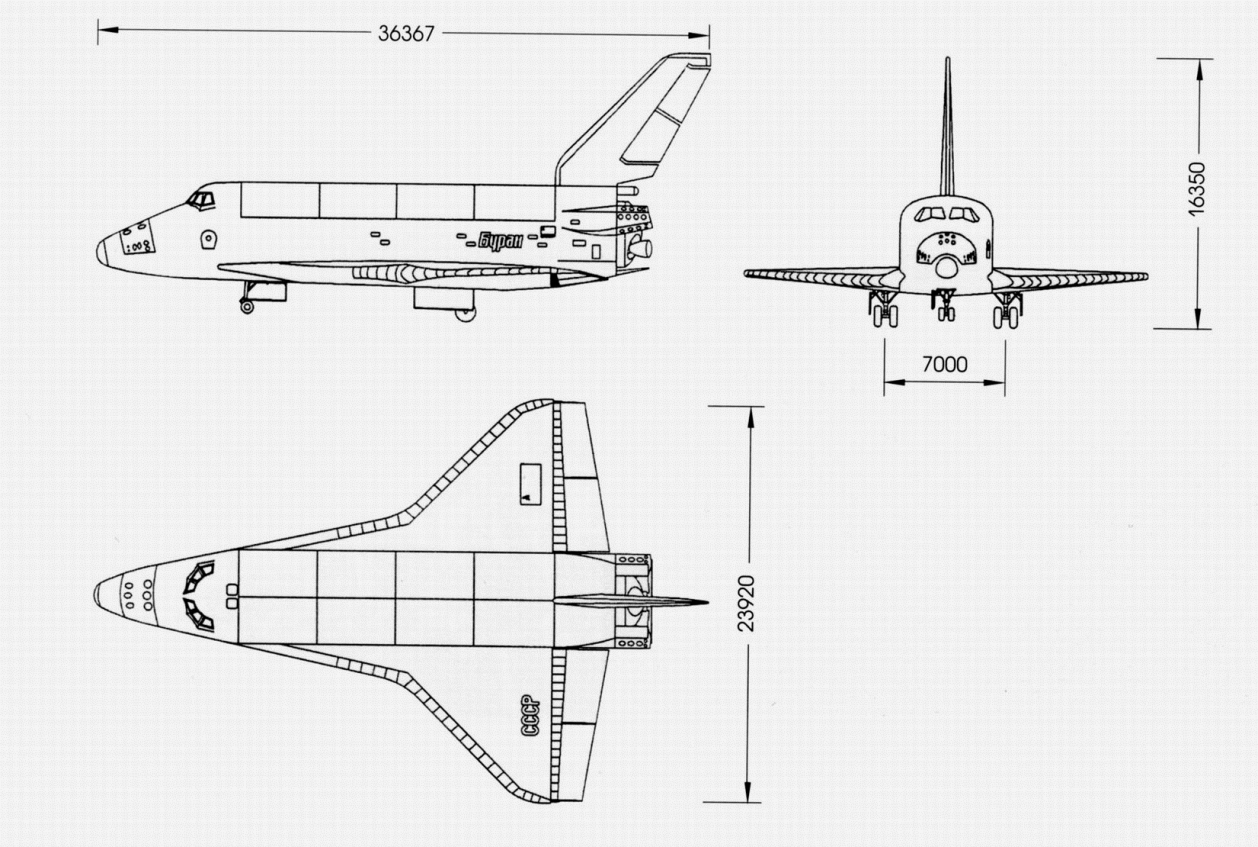


Рис. 1.255. МКК «Буран»

МКК «Буран» 11Ф35 изготавливался на опытном заводе НПО «Молния» в Москве и транспортировался на космодром Байконур на сверхтяжелом самолете Ан-225 «Мрия». В заправочно-монтажном корпусе космодрома выполнялась стыковка МКК с РН «Энергия» 11К25. Собранный комплекс 11Ф36 транспортировался к месту старта в горизонтальном положении, где переводился в вертикальное положение. Далее осуществлялись проверка и заправка комплекса, проверка всех систем и старт.

Рис. 1.256. Транспортировка МКК «Буран» на самолете Ан-225 «Мрия»

Расчетная орбита, на которую выводится МКК – круговая высотой 250 км при наклонении 51,6 град. Диапазон высоты рабочих орбит МКК – от 200 до 1000 км при наклонениях от 51 до 110 град.

Максимальная стартовая масса МКК «Буран» – 105 т, в т.ч. до 14 т топлива и до 30 т полезного груза. Максимальная посадочная масса МКК – 87 т. МКК имеет грузовой отсек диаметром 4,7 м и длиной 18,3 м. С орбиты в грузовом отсеке МКК может быть доставлено на Землю до 20 т груза. В штатной комплектации в передней части грузовой кабины монтируется шлюзовая камера-кабина (ШКК), оборудованная андрогинным стыковочным узлом типа АПАС-89 для стыковки к ОКС «Мир» и другим орбитальным объектам. ШКК соединена с кабиной МКК герметичным переходом.

Объем герметичной кабины – 73 м^3. Номинальная длительность полета – 7 суток, максимальная – 30 суток.

Экипаж МКК «Буран» – два человека на этапе летных испытаний и до 10 человек – при штатной эксплуатации, в том числе четыре человека – основной экипаж, и шесть человек пассажиры-исследователи. На этапе летных испытаний МКК оборудовался двумя катапультными креслами.

Рис. 1.257. Транспортировка комплекса «Энергия-Буран» к месту старта

В качестве полезного груза в первых полетах МКК «Буран» должен был нести модули 37КБ в различных вариантах исполнения. В дальнейшем должны были использоваться другие полезные грузы – разгонный блок 11Ф45 с нагрузками типа АМС и стационарных спутников, тяжелые спутники, выводимые на околоземные орбиты, дополнительные топливные баки для увеличения возможностей маневрирования МКК, и др. Для работы с орбитальными объектами был разработан специальный манипулятор, управляемый оператором из кабины МКК. Во время взлета и посадки манипулятор в сложенном состоянии крепился вдоль борта внутри грузового отсека.

В случае возникновения аварийной ситуации во время орбитального полета для спасения экипажа МКК «Буран» предусматривалось использовать КК «Союз-спасатель» 7К-СТМ. Такой КК, оборудованный андрогинным стыковочным узлом АПАС-89, на этапе ЛКИ МКК «Буран» должен был стоять на старте в полной готовности во время всего полета МКК. При возникновении

аварийной ситуации КК «Союз-спасатель» должен был стартовать, сблизиться с терпящим бедствие МКК «Буран», стыковаться с ним и эвакуировать экипаж МКК.

МКК конструировался и рассчитывался на ресурс 100 полетов, однако все агрегаты МКК должны были эксплуатироваться в соответствии со своими ресурсами, подтвержденными на испытаниях и с учетом фактических условий выполненных полетов. При необходимости агрегаты МКК должны были заменяться на новые. Так, например, ОДУ, совершившая полет в составе МКК 1К1, была одноразовой. ОДУ, установленная на втором экземпляре МКК, и следующие, изготовление которых было начато, имели разрешенный ресурс 10 полетов, и только после накопления опыта десятикратных полетов должно было приниматься решение об увеличении ресурса следующих экземпляров ОДУ до расчетной величины – 100 полетов.

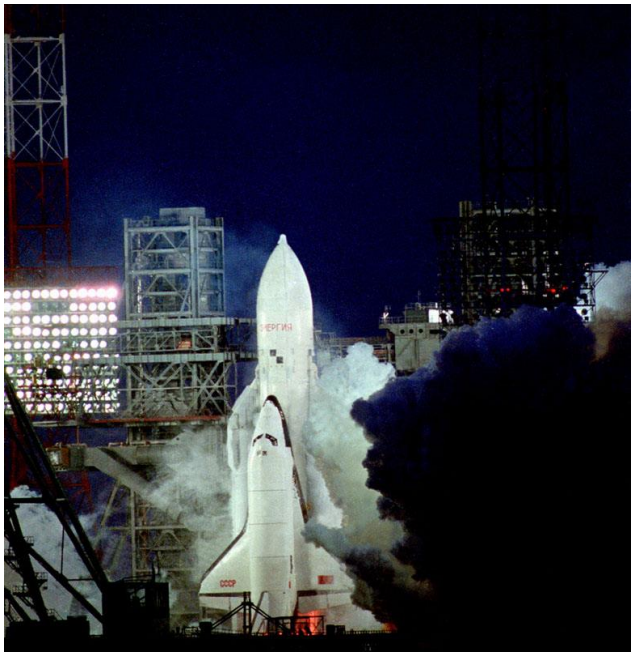


Рис. 1.258. Старт РН «Энергия» с МКК «Буран»

Для горизонтально-летных испытаний были построены так называемые «аналоги» МКК «Буран», оснащенные четырьмя турбореактивными двигателями, благодаря чему «аналоги» могли совершать самостоятельный взлет с аэродрома. С 1985 по 1988 год было выполнено 24 полета «аналогов», при этом в 17 полетах была совершена автоматическая посадка на аэродром.

Для полетов на МКК «Буран» был набран специальный отряд летчиков-испытателей (в основном, из Летно-испытательного института), которые начали подготовку как на «аналогах» МКК, так и совершали подготовительные полеты в космос на КК «Союз».

Всего было построено два летных экземпляра МКК «Буран» – серийные номера 1.01 и 1.02, изготовление еще трех МКК (сер №№ 2.01, 2.02 и 2.03) было начато, но не завершено. Первые два МКК строились для выполнения беспилотных полетов. МКК второй серии оборудовались системой жизнеобеспечения и катапультными креслами.

Рис. 1.259. МКК «Буран» в автоматическом режиме возвращается с орбиты

МКК «Буран» сер. № 1.01 был выведен на орбиту ИСЗ 15.11.88 г. вторым пуском РН «Энергия» и совершил двухвитковый полет, после чего в автоматическом режиме выполнил спуск, маневрирование и посадку на взлетно-посадочную полосу, отклонившись от расчетной точки остановки на 3 м в поперечном направлении и на 10 м – в продольном.

После полета МКК находился в монтажно-испытательном корпусе 112 космодрома Байконур и был разрушен 12.05.02 г. при обрушении крыши здания.

Полет второго МКК сер. № 1.02 был запланирован на декабрь 1991 года. МКК, также беспилотный, должен был в автоматическом режиме стыковаться с пилотируемой станцией «Мир» с последующей автоматической посадкой. Предлагалось во время автономного полета МКК «Буран» с помощью КК «Союз» с андрогинным стыковочным узлом[1] доставить на «Буран» временный экипаж и затем вернуть экипаж на землю также в КК «Союз». Полет не состоялся в связи с отсутствием финансирования из-за развала СССР и разрушения хозяйственно-экономических связей. МКК в настоящее время находится в монтажно-заправочном корпусе космодрома Байконур.

После второго испытательного полета полеты МКК первой серии (№№ 1.01 и 1.02) должны были прекратиться, а в эксплуатацию должны были поступить МКК второй серии (№№ 2.01, 2.02 …). В мае 1989 года Совет обороны СССР под председательством Генерального секретаря ЦК КПСС М.С.Горбачева принял решение о сокращении количества изготавливаемых летных МКК 11Ф35 второй серии до трех (вместо ранее планировавшихся 5 шт.).

В 1993 году все работы по программе «Энергия-Буран» были прекращены, несмотря на то, что официально эта программа не была закрыта до 2004 года.

В табл. 1.60 приведена информация о полетах МКК «Буран» (по состоянию на начало 1989 г.).

Табл. 1.60. Программа полетов МКК «Буран» (начало 1989 г.)

№ п/п	№ полета	Сер. № МКК	Дата	Длительность полета	Полезный груз	Назначение	Примечание
1	1К1	1.01 «Буран»	15.11.88	03ч 26м	37КБ №37070	Первый испытательный полет в беспилотном режиме.	Программа полета выполнена полностью. Масса МКК на старте – 79,4 т. Высота орбиты – 251х263 км, наклонение 51,6 град.
	2К1	1.02	декабрь 1991 г.	1-2 суток	37КБ №37071	Второй беспилотный испытательный полет.	Полет не состоялся. МКК находится в Байконуре, является собственностью Казахстана.
	2К2	1.02	1-2 кв. 1992 г.	7-8 суток	37КБИЭ №37270	Беспилотный полет к ОКС «Мир», стыковка, посещение МКК экипажем ОКС, посадка в беспилотном режиме.	
	1К2	1.01 «Буран»	1993 г.	15-20 суток	37КБИ №37271		
	3К1	2.01	1994 г.		37КБ №37072	Первый пилотируемый испытательный полет	Экипаж два человека (И.П.Волк, А.С.Иванченков)
	4К	2.02					
	5К	2.03					

[1] КК «Союз-спасатель», п. 5.3.10.

7.8.4. ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ ДЛЯ МКК «БУРАН»

7.8.4.1. Модули 37КБ

В начале 1982 года было принято решение о создании на базе проекта 37К модулей 37КБ для использования в составе МКК «Буран». Разработку модулей проводило КБ «Салют», изготовливались модули на заводе им. М.В.Хруничева.

Разрабатывалось четыре варианта модуля 37КБ:

37КБ – модули этого типа предназначались для выполнения всего полета совместно с МКК «Буран» и возвращения вместе с ним, аналогично модулю «Spacelab», размещаемому в отсеке МКК «Space Shuttle». Было изготовлено 2 модуля типа 37КБ. Диаметр модуля – 4,1 м, длина – 5,1 м, внутренний объем – 37 м^3, масса – 7,15 т.

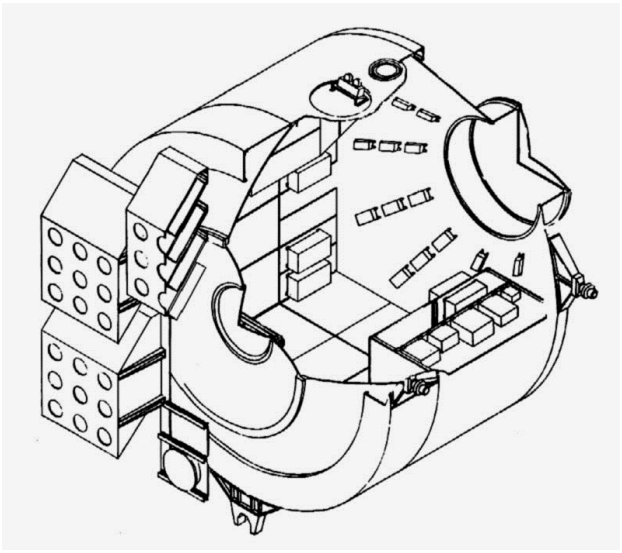


Рис. 1.260. Модуль 37КБ № 37070

37КБИ – модули для доукомплектования ДОС. После сближения с ДОС экипаж МКК с помощью манипулятора извлекает модуль из грузового отсека и осуществляет его присоединение к ДОС. Первый экспериментальный образец должен был получить обозначение **37КБИЭ**. Работа по модулям 37КБИ была прекращена в 1989 году в связи с принятием решения о разработке базового модуля ДОС «Мир-2» 17КС №128.

37КБЭ – модули для энергетического обеспечения ДОС. Схема доставки к ДОС такая же, как для модуля 37КБИ.

37КБТ – модули, несущие оборудование для биотехнологических экспериментов. После выполнения запланированных экспериментов модули должны были доставляться на Землю также с помощью МКК «Буран».

В 1993 году в связи с прекращением работ по программе «Энергия-Буран» все работы по модулям 37КБ были остановлены.

Табл. 1.61. Модули 37КБ

№	Модуль	Сер. №	Дата старта	Описание
1	37КБ	37070	15.11.88	Модуль совершил полет в составе МКК «Буран» 1К1 (1-й корабль, 1-й полет). После переоборудования должен был получить номер 37270.
2	37КБ	37071	-	Изготовлен для полета в составе МКК «Буран» 2К1 (2-й корабль, 1-й полет). После полета и переоборудования должен был получить номер 37271.
	37КБ	37072	-	Предназначался для полета в составе пилотируемого МКК «Буран» 3К1 (3-й корабль, 1-й полет). Изготовление не было начато.
	37КБИЭ	37270	-	Экспериментальный модуль для доставки к ДОС №8 «Мир-2».
	37КБИ	37271	-	Переоборудованный модуль 37КБ №37071 для доставки к ДОС №8 «Мир-2».
	37КБИ	37272	-	Переоборудованный модуль 37КБ №37072 для доставки к ДОС №8 «Мир-2».
	37КБЭ		-	Модуль для доставки к ДОС №8 «Мир-2».
	37КБТ		-	Модуль для доставки к ДОС №8 «Мир-2».

7.8.4.2. Лабораторный отсек

НПО «Энергия» разрабатывало свой вариант полезного груза для МКК «Буран», так называемый Лабораторный отсек.

7.8.4.3. НПГ 17Ф32

Планами министерства обороны СССР была предусмотрена разработка модуля военного назначения, устанавливаемого в отсеке полезного груза МКК «Буран». Модуль имел обозначение НПГ (неотделяемый полезный груз) 17Ф32.

7.8.4.4. Буксир 11Ф45

Для задач, требующих выведения полезного груза на высокие орбиты или на межпланетную траекторию, предлагалось использовать разгонный блок, устанавливаемый вместе с выводимым объектом в отсек полезного груза МКК. Разгонный блок получил обозначение 11Ф45. РБ конструктивно состоял из сферического бака окислителя (с цилиндрической вставкой), торового бака горючего, двигательной установки и ферм крепления. В качестве компонентов топлива использовались жидкий кислород и циклин.

\

7.9. Авиационно-космическая система «МАКС»

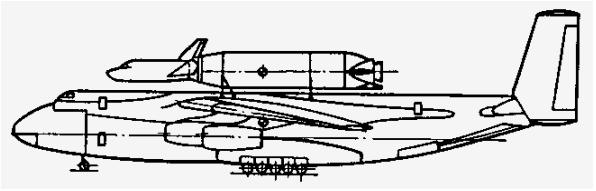
Начиная с 1976 года НПО «Молния» проводило работы по разработке воздушно-космических систем многоразового использования. Изучалось два класса ВКС: с горизонтальным и с вертикальным стартом.

ВКС с горизонтальным стартом представляли собой самолет-носитель, который нес на внешнем креплении над фюзеляжем вторую ступень с жидкостно-реактивным двигателем. Такие системы получили наименование АКС (авиационно-космические системы).

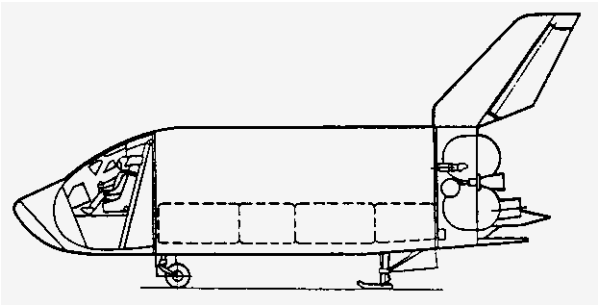
В НПО «Молния» последовательно были разработаны проекты «АКС-49», «Бизань» и «МАКС».

7.9.1. Проект «АКС-49»

Проект авиационно-космической системы «АКС-49» (изделие «49») был разработан в 1981 году. АКС состояла из самолета-носителя Ан-124 «Руслан» и орбитальной ступени. Конструктивно АКС напоминала проект «Спираль», но, в отличие от этого проекта, для «АКС-49» было решено использовать существующий дозвуковой самолет большой грузоподъемности. Орбитальная ступень состояла из разгонного блока и орбитального самолета. Орбитальный самолет устанавливался впереди разгонного блока. При разработке проекта был использован опыт, полученный при сбросах аналога ОС «Спираль» с самолета-носителя Ту-95, а также при полетах ВКС «Бор» и МКК «Буран».



a)



b)

a – АКС-49
b – орбитальный самолет АКС-49

Рис. 1.261. Авиационно-космическая система «АКС-49»

Двухступенчатый разгонный блок одноразового использования проектировался в двух вариантах: традиционное расположение ступеней и так называемая схема «пистон», при которой первая ступень выполняется в виде торовой оболочки, а вторая размещается внутри тора. Два ЖРД первой ступени (11Д112) работают на керосине и жидком кислороде, а ЖРД второй ступени 11Д57М – на жидком водороде и жидком кислороде.

Стартовая масса АКС – 430 т. Масса разгонного блока – 200 т, в том числе масса орбитального самолета – 13 т. АКС должен был отделяться от самолета-носителя на высоте около 10 км и с помощью разгонного блока выводить на орбиту высотой 200 км полезный груз массой 4 т. Орбитальный самолет после выполнения программы полета с помощью бортовой ДУ переводился на траекторию снижения, входил в плотные слои атмосферы и совершал управляемый спуск с широкими возможностями маневров в атмосфере. Посадка ОС должна была выполняться по-самолетному на аэродром на колесно-лыжное шасси.

7.9.2. Проект «АКС-49М»

Для увеличения грузоподъемности АКС было решено рассмотреть использование специально разрабатываемого двухфюзеляжного самолета большой грузоподъемности «Геракл». Одновременно было предложено размещать ОС не впереди разгонного блока, а устанавливать его в районе хвостовой части РБ. Такая компоновка позволила три из четырех ЖРД неспасаемого разгонного блока перенести в хвостовую часть ОС, повышая тем самым процент повторно используемых частей АКС. После отделения от самолета-носителя все четыре ЖРД работают одновременно, расходуя топливо и окислитель из баков разгонного блока.

В соответствии с проектом на разгонном блоке должен был устанавливаться один ЖРД 11Д112, а на орбитальном самолете – два ЖРД 11Д57 и один ЖРД 11Д112.

Взлетная масса АКС «АКС-49М» – 770 т, в том числе масса разгонного блока с орбитальным самолетом – 400 т. Масса собственно орбитального самолета – 28 т, масса полезного груза, доставляемого на орбиту ИСЗ высотой 200 км – 9 т.

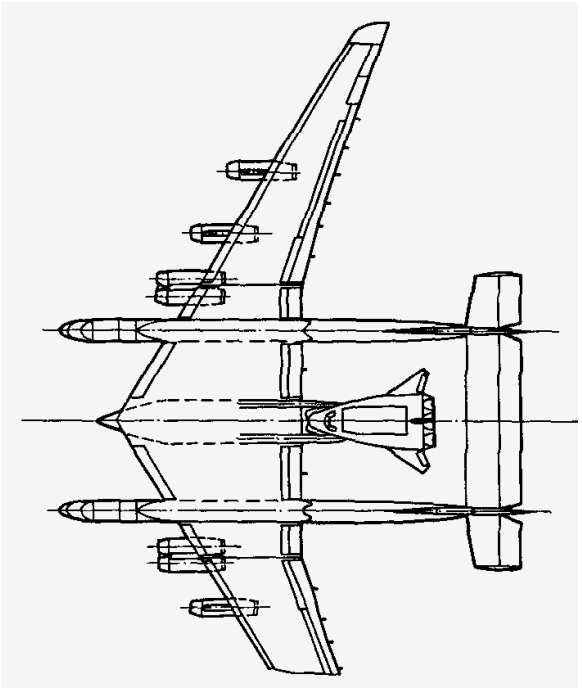


Рис. 1.262. Авиационно-космическая система «АКС-49М»

7.9.3. Проект АКС «Бизань» и «Бизань-Т»

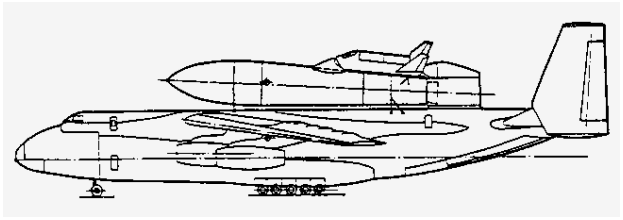
Проект АКС «Бизань», подготовленный в 1982 году, являлся улучшенным вариантом проекта «АКС-49». Основные отличия заключались в следующем:

- орбитальный самолет устанавливался на разгонном блоке не впереди, а сверху;
- разгонный блок состоял из одной ступени вместо двух.

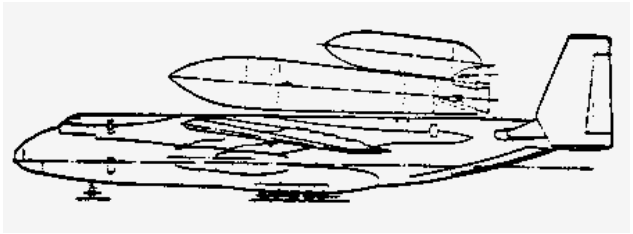
В АКС «Бизань» также использовался самолет-носитель Ан-124 «Руслан».

На орбитальном самолете устанавливались два ЖРД 11Д57М, работающие на криогенных компонентах – жидкий кислород и жидкий водород, а на разгонном блоке – один ЖРД 11Д112А, работающий на керосине и жидком кислороде. Все топливные баки размещалось в корпусе разгонного блока. Орбитальная ступень оборудовалась также двигателями малой тяги для маневрирования, ориентации и торможения.

Разрабатывался также грузовой вариант АКС «Бизань-Т». Вместо орбитального самолета должен был устанавливаться грузовой контейнер, в хвостовой части которого размещалась дигательная установка, аналогичная ДУ ОС.



a)



b)

a – пилотируемый вариант АКС «Бизань»
b – грузовой вариант АКС «Бизань-Т»

Рис. 1.263. АКС «Бизань»

Взлетная масса АКС «Бизань» – 430 т, в том числе масса разгонного блока с орбитальным самолетом – 200 т. Масса орбитального самолета – 15 т, в том числе масса полезного груза, доставляемого на орбиту высотой 200 км – 4 т.

Основные параметры АКС «Бизань» и «АКС-49» для сравнения приведены в табл. 1.62.

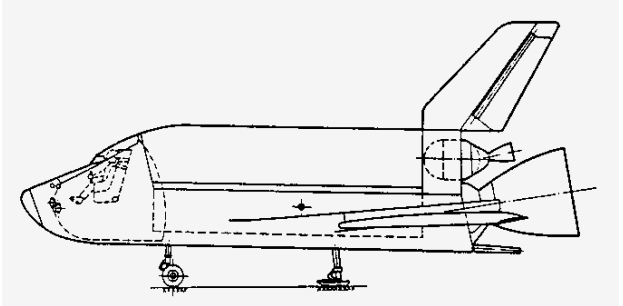


Рис. 1.264. Орбитальный самолет «Бизань»

7.9.4. Проект АКС «МАКС»

Проект «МАКС» (многоразовая авиационно-космическая система) является логическим развитием проектов авиационно-космических систем НПО «Молния». Начальный проект разработан в 1982 году в нескольких вариантах: «МАКС-ОС», «МАКС-Т» и «МАКС-М», различающихся назначением и конструкцией второй ступени. Общим для вариантов системы «МАКС» является использование в качестве первой ступени сверхтяжелого самолета-носителя Ан-225 «Мрия» или двухфюзеляжного самолета «Геракл».

Система базируется на обычных аэродромах 1-го класса, дооборудованных необходимыми средствами заправки компонентами топлива, наземного технического и посадочного комплекса, и в основном вписывается в существующие средства наземного комплекса управления космическими системами.

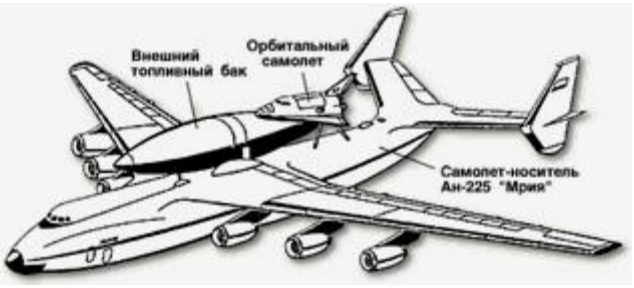


Рис. 1.265. Система «МАКС-ОС»

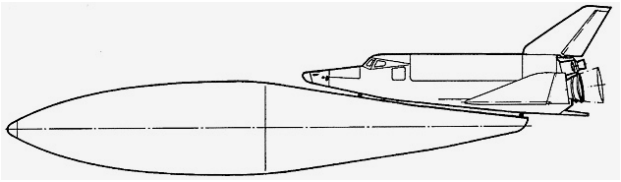


Рис. 1.266. Орбитальный самолет «МАКС-ОС» с внешним топливным баком

7.9.5. «МАКС-ОС-П»

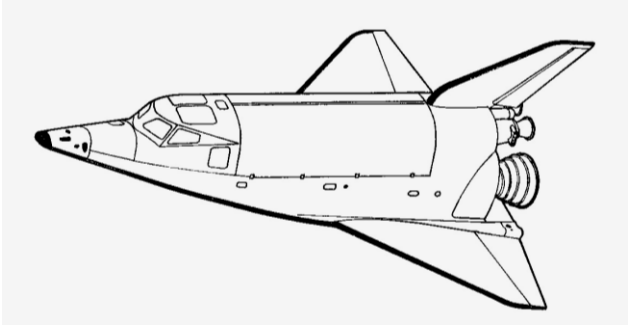
Вторая ступень системы «МАКС-ОС» состоит из орбитального самолета многоразового использования «МАКС-ОС-П» (пилотируемый) и одноразового топливного бака. Предусмотрен беспилотный вариант самолета «МАКС-ОС-Б», оснащенный автоматической системой посадки. Параметры вариантов системы «МАКС-ОС» приведены в табл. 1.62.

Орбитальный самолет оснащен маршевой двигательной установкой, состоящей из двух двигателей РД-701, работающих на трехкомпонентном топливе (жидкий водород, керосин и жидкий кислород). В первоначальном проекте планировалось применить в маршевой ДУ три кислородно-водородных двигателя тягой по 90 тс.

Экипаж самолета – два человека. Габариты орбитального самолета «МАКС-ОС»: длина – 19,3 м, размах крыльев – 13,3 м, высота – 8,6 м, масса – 26,9 т. Размеры грузового отсека: диаметр 2,6 м, длина 6,8 м.

Стартовая масса всей системы составляет 620 т, 2-й ступени – 275 т (в первоначальном проекте – 250 т). Масса полезного груза, выводимого на круговую орбиту ИСЗ – до 8,3 т. Масса груза, возвращаемого с орбиты – 4,6 т.

Были предложены варианты самолета «МАКС-ОС» для транспортно-технического обеспечения орбитальных станций, получившие условное обозначение ТТО-1 и ТТО-2. Вариант ТТО-1 оборудован стыковочным модулем и



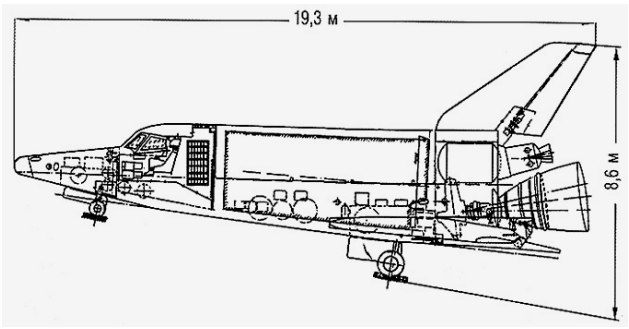


Рис. 1.267. Орбитальный самолет «МАКС-ОС-П»

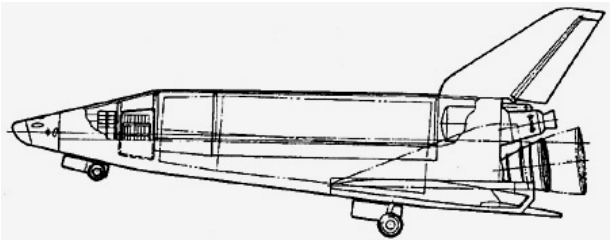


Рис. 1.268. Орбитальный самолет «МАКС-ОС-Б»

пассажирской герметичной кабиной на четырех человек. Вариант ТТО-2 оборудован негерметичным отсеком, в котором на орбиту доставляется оборудование, предназначенное для работы вне герметичных отсеков орбитальных станций.

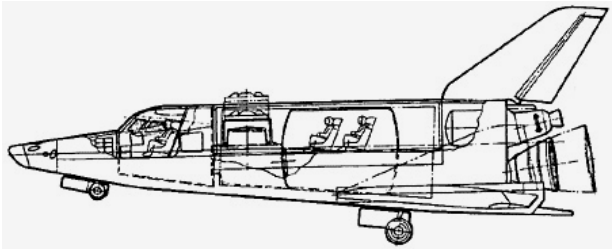


Рис. 1.269. Орбитальный самолет «МАКС-ОС» ТТО-1

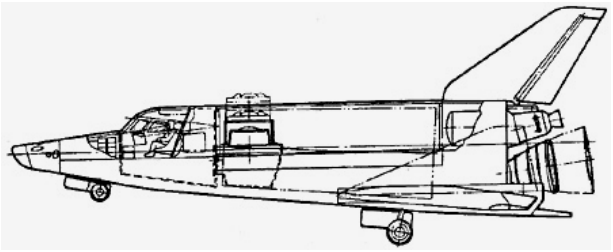


Рис. 1.270. Орбитальный самолет «МАКС-ОС» ТТО-2

7.9.6. «МАКС-Т»

Модификация «МАКС-Т», имеющая вторую беспилотную ступень одноразового применения, предназначена для выведения на орбиту тяжелых полезных нагрузок. (до 18 тонн)

В ней используется тот же внешний топливный бак, что и на «МАКС-ОС», только вместо орбитального самолета установлен закрытый обтекателем полезный груз с маршевым двигателем.

Основные данные по модификации «МАКС-Т» приведены в табл. 1.62.

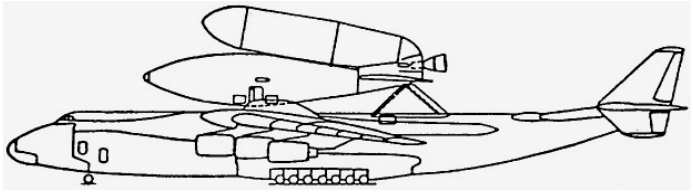


Рис. 1.271. Система «МАКС-Т»

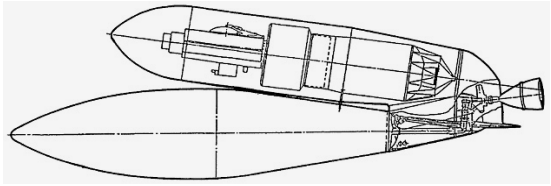


Рис. 1.272. Беспилотная ступень системы «МАКС-Т»

7.9.7. «МАКС-М»

Вторая ступень «МАКС-М» представляет собой многоразовый беспилотный орбитальный самолет. Топливные баки «МАКС-М» включены в конструкцию самолета.

«МАКС-М», разработка которого связана с решением сложных технологических проблем, рассматривается как возможное направление дальнейшего развития концепции МАКС.

Основные данные по модификации «МАКС-Т» приведены в табл. 1.62.

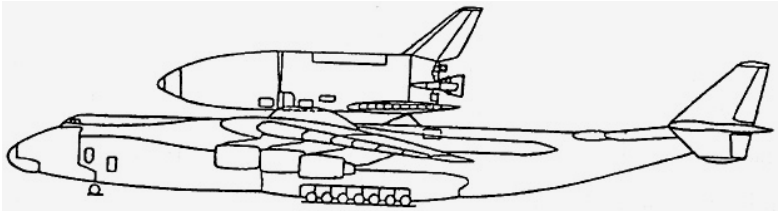


Рис. 1.273. Система «МАКС-М»

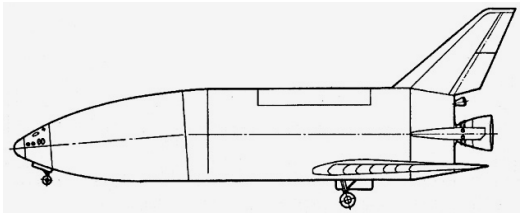


Рис. 1.274. Многоразовая вторая ступень «МАКС-М»

7.9.8. «МАКС-Д»

«МАКС-Д» – экспериментальный самолет-демонстратор, предназначенный для выполнения суборбитальных полетов. Взлётная масса экспериментального самолёта – 62,3 т, посадочная – 12,8 т. Взлетная масса системы – 415 т. Самолет оборудуется маршевой ДУ, состоящей из одного кислородно-керосинового ЖРД. Предусмотрена широкая унификация бортовых систем самолётов «МАКС-Д» и «МАКС-ОС».

При помощи «МАКС-Д» должны быть отработаны технологии и элементы системы «МАКС-ОС» и исследованы в реальных условиях предстартовый манёвр носителя, разделение ступеней, начальный участок выведения и автоматическая посадка орбитальной ступени.

Предусмотрена возможность использования системы «МАКС-Д» для выведения на орбиту малых полезных нагрузок.

Рис. 1.275. Старт суборбитального самолета «МАКС-ОС» с самолета-носителя Ан-225

7.9.9. Проект «Орел»

В 1998-1999 годах в качестве первого этапа проекта АКС «Макс» НПО «Молния» совместно с ГКНПЦ им. М. Хруничева разрабатывали проект многоразовой космической системы «Орел».

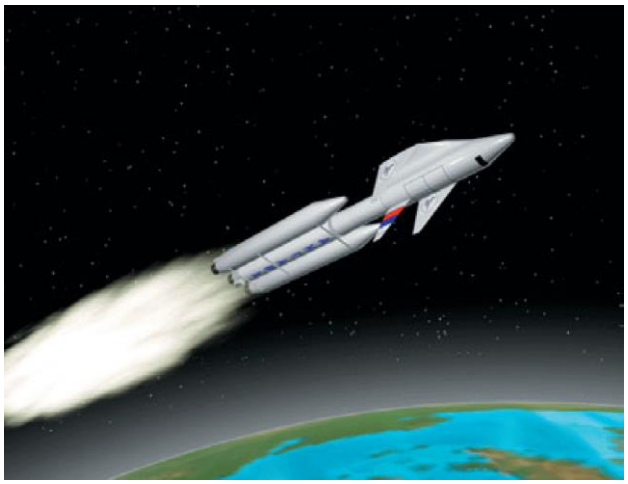


Рис. 1.276. Старт МКС «Орел»

МКС «Орел» включает в себя РН «Ангара-3И» и МКК «Орел», являющийся модификацией самолета «МАКС-ОС». Основное отличие – отсутствие маршевого ЖРД.

Экипаж МКК – 2 человека, стартовая масса – 17,7 т, в т.ч. 13,5 т – масса собственно МКК «Орел»; 4,2 т – масса полезного груза. В качестве груза может быть установлена пассажирская кабина, рассчитанная на 7 человек. МКК может совершать полеты по орбитам высотой от 200 до 500 км.

Стартовая масса комплекса – 431 т. Запуски МКС предполагалось проводить с космодромов Байконур и Плесецк.

Табл. 1.62. Авиационно-космические системы НПО «Молния»

	АКС-49	АКС-49М	Бизань	МАКС-ОС-П	МАКС-ОС-Б	МАКС-Т	МАКС-М
Самолет-носитель	Ан-124	Специальный двухфюзеляжный	Ан-124	Ан-225	Ан-225	Ан-225	Ан-225
Взлетная масса АКС	430	770	430	620	620	620	620
Масса разгонного блока с ОС, т	200	400	200	275	275	275	275
Масса орбитального самолета, т	13	28	15	26,9	26,9	26,9	26,9
Масса полезного груза, т орбита 200 км, 51 град. орбита 200 км, 0 град. орбита 400 км, 51 град. орбита 800 км, 51 град. геосинхронная орбита	4	9	4	8,3 6,9 4,3	9,5 8,0 5,4	18 19,5 17,3 16,1 5,0	5,5 7,0
ЖРД орбитального самолета	нет	1 х 11Д112 2 х 11Д57	2 х 11Д57М	2 х РД-701	2 х РД-701	2 х РД-701	2 х РД-701
Количество ступеней разгонного блока	2	1	1	-	-	-	-
ЖРД разгонного блока	2 х 11Д112 1 х 11Д57М	1 х 11Д112	1 х 11Д112А	-	-	-	-
Диапазон высоты орбиты, км	120…1000		120…1 000	140-1 500	140-1 500	140-36 600	
Диапазон углов наклонения орбиты, град	45…94		45…94	0-97	0-97	0-97	0-97
Возможность бокового маневра при посадке, км	1 000		1 000	2 000	2 000	2 000	1 200
Дальность полета самолета-носителя, км	800	1 000	800				
Посадочная скорость, км/ч	300…310		300	330	330	330	330
Количество членов экипажа	1	1-2	1	2	-	-	-
Расчетная длительность полета, суток	5…12 ч		1	5	30		
Расчетное количество полетов	100	100	200	100	100		100
Размеры грузового отсека, м	2,8 х 6,0	3,3 х 8,0	2,8 х 6,0	2,6 х 6,8	2,7 х 8,7	5 х 13	4,6 х 7

7.10. Крылатые космические корабли после «Бурана»

7.10.1. Проекты МКК ОК-М

В 1984-1993 годах в НПО «Энергия» проводились работы по определению общей концепции, технического облика и основных характеристик малых многоразовых космических кораблей. При проектировании максимально использовался опыт создания МКК «Буран». Были рассмотрены три варианта МКК: «ОК-М», «ОК-М1» и «ОК-М2».

7.10.1.1. МКК «ОК-М»

МКК «ОК-М» (Орбитальный Корабль – Малый) имеет форму, подобную форме МКК «Буран». Носовой «кок» сделан откидным, под ним расположен стыковочный узел. В конструкции максимально использованы технические решения, примененные в МКК «Буран», в том числе теплозащита.

Двигательная установка включает два основных ЖРД маневрирования и 34 ЖРД малой тяги для ориентации и сближения. МКК запускается с помощью РН «Зенит-2».

На переходнике, соединяющем вторую ступень РН с МКК, устанавливаются четыре твердотопливных ускорителя, которые обеспечивают аварийное отделение МКК при нештатных ситуациях. При штатном полете ускорители включаются одновременно с началом работы второй ступени и обеспечивают необходимую прибавку импульса для выведения МКК на низкую орбиту ИСЗ.

Основные характеристики МКК «ОК-М» приведены в табл. 1.63.

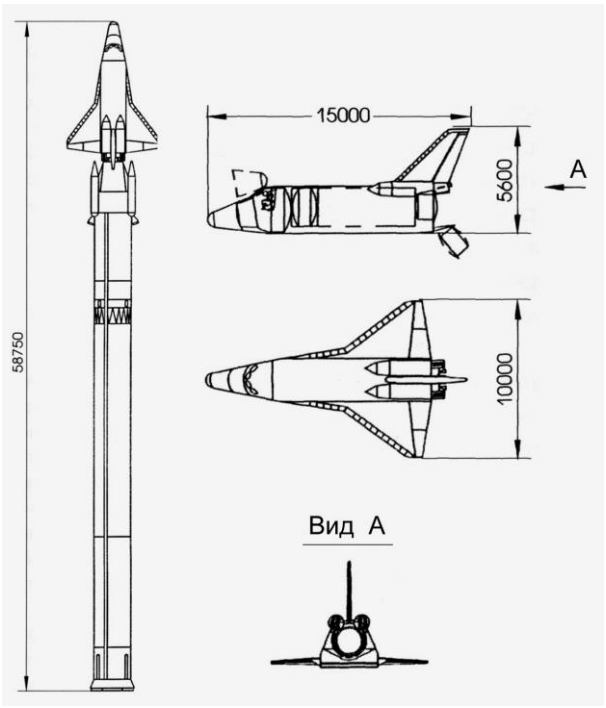


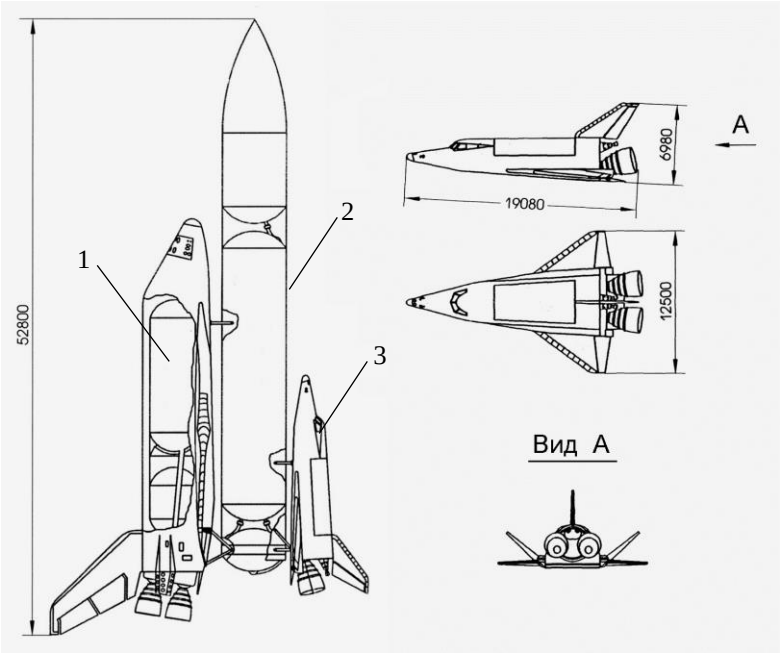
Рис. 1.277. МКК «ОК-М»

7.10.1.2. МКК «ОК-М1»

МКК «ОК-М1» является частью многоразового многоцелевого космического комплекса (ММКК).

ММКК состоит из разгонного возвращаемого корабля (РВК), подвесного топливного отсека (ПТО) и МКК «ОК-1М».

Проект РВК разработан на базе МКК «Буран», вернее, его ранней версии – МКК «ОС-120». РВК, являющийся первой ступенью ММКК, используется в беспилотном режиме. В хвостовой части РВК установлены четыре двухрежимных трехкомпонентных двигателя, работающих на жидком кислороде, керосине и жидком водороде. В фюзеляже РВК расположены баки жидкого кислорода и керосина. В ПТО находятся баки всех трех топливных компонентов. При старте



1 – разгонный возвращаемый корабль
2 – подвесной топливный отсек
3 – МКК «ОК-1М»

Рис. 1.278. ММКК / МКК «ОК-М1»

включаются ЖРД РВК, расходующие жидкий кислород и керосин из собственных баков, а жидкий водород – из бака ПТО. После выработки компонентов из своих баков РВК отделяется и выполняет маневр спуска и посадки на аэродром. Для обеспечения полета на маршруте возвращения РВК оснащен двумя ВРД.

Планер МКК «ОК-М1» выполнен по схеме «летающее крыло» со складными консолями крыльев. В хвостовой части МКК установлены два трехкомпонентных ЖРД. После отделения РВК двигатели МКК, являющегося второй ступенью РН, продолжают работать, расходуя компоненты топлива из ПТО. После выработки всего топлива ПТО отделяется, а МКК осуществляет доразгон для выхода на орбиту ИСЗ, используя двигатели маневрирования. Для спасения экипажа в случае возникновения аварийных ситуаций на начальном участке полета в МКК установлены катапультные кресла. На более поздних этапах полета может быть применено аварийное отделение МКК.

Основные характеристики МКК «ОК-М1» приведены в табл. 1.63.

7.10.1.3. МКК «ОК-М2»

МКК «ОК-М2» конструктивно аналогичен МКК «ОК-М1», но не оборудован трехкомпонентными ЖРД, т.к. не предназначен для выполнения функции второй ступени РН.

МКК выводится на орбиту ракетой-носителем «Энергия-М». Рассмотрены два варианта организации спасения экипажа на участке работы первой ступени. В первом варианте на переходный отсек, соединяющий МКК со второй ступени РН, устанавливаются РДТТ, аналогично проекту МКК «ОК-М» с РН «Зенит». При штатной работе первой ступени РДТТ используются для довыведения МКК на орбиту. Во втором варианте предлагалось в аварийных ситуациях использовать катапультирование экипажа.

Основные характеристики МКК «ОК-М2» приведены в табл. 1.63.

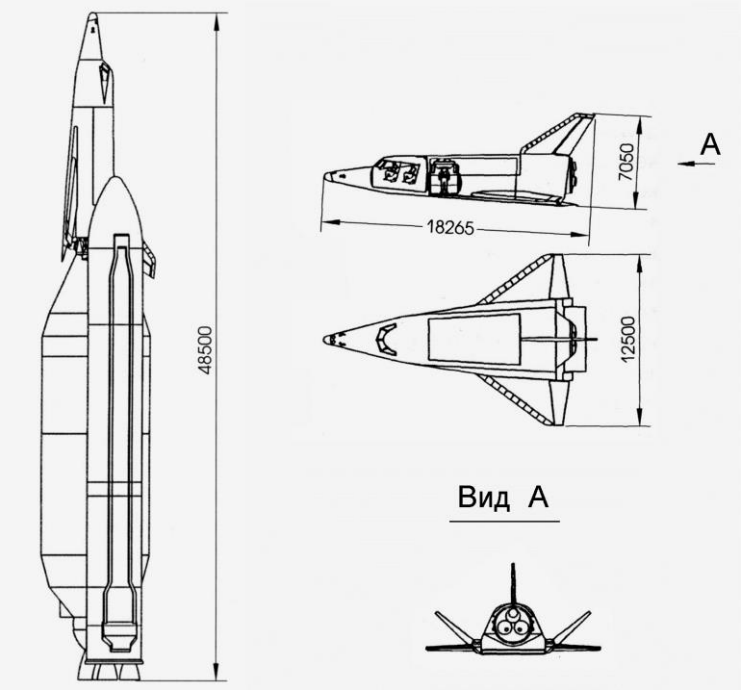


Рис. 1.279. МКК «ОК-М2»

Табл. 1.63. Малые МКК «ОК-М»

	ОК-М	ОК-М1	ОК-М2
Массовые характеристики			
Стартовая масса, т	15,0	31,8	30,0
Масса полезного груза, выводимого на орбиту 250 км, 51,6°, т	3,5	7,2	10,0
Масса полезного груза, доставляемого к ДОС (450 км, 51,6°), т	2,0	5,0	6,0
Масса топлива, т	1,8	2,5	2,7
Максимальная посадочная масса, т	13,7	26,6	25,6
Масса возвращаемого груза, т	3,5	4,2	8,0
Количество членов экипажа в кабине	2	4	4
Количество пассажиров в специальном модуле	4	4	4
Количество двигателей маневрирования	2	2	2
Тяга одного двигателя маневрирования, тс	0,4	2,0	2,7
Топливные компоненты	N_2O_4+НДМГ	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + этанол
Геометрические характеристики			
Длина МКК, м	15,0	19,08	18,265
Высота (без шасси), м	5,6	6,98	7,05
Размах крыльев, м	10,0	12,5	12,5
Длина грузового отсека, м	7,0	6,5	6,17
Максимальный диаметр грузового отсека, м	2,2	3,0	2,85
Объем отсека полезного груза, $м^3$	20	40	40
Система выведения			
Ракета-носитель	«Зенит»	ММКК	«Энергия-М»
Масса РН с МКК на старте	400	850	1 060

7.10.2. РАКЕТОПЛАН МКР

Продолжением работ РКК «Энергия» по многоразовым крылатым космическим кораблям явился разработанный в 1996 году проект многоразового космического ракетоплана МКР.

МКР – многоразовый одноступенчатый корабль с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой. Предназначен для выведения на орбиту ИСЗ, обслуживания и возвращения космических объектов различного назначения, а также для использования в качестве транспортного средства по обслуживанию орбитальных комплексов как в пилотируемом, так и в беспилотном вариантах.

Стартовая масса МКР – 1 400 т, посадочная масса – 140 т. МКР способен выводить на орбиту высотой 200 км и наклонением 51 град. полезный груз массой до 12 т. Отсек полезного груза МКР имеет диаметр 4,5 м и длину 8,0 м.

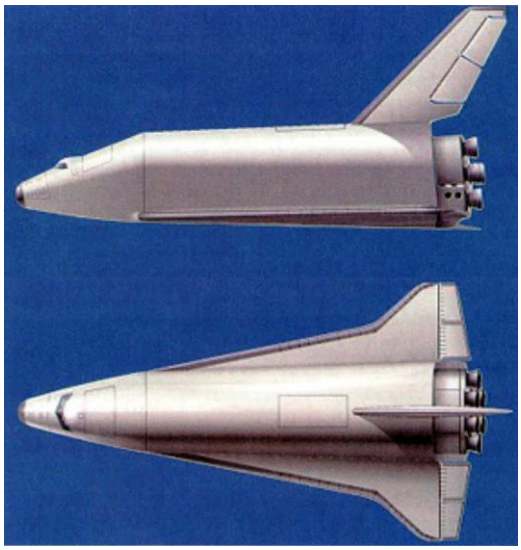


Рис. 1.280. Ракетоплан МКР

Двигательная установка МКР состоит из семи трехкомпонентных ЖРД, работающих на жидком кислороде, жидком водороде и керосине. Тяга каждого ЖРД на уровне моря – 250 тс, двигатели имеют выдвижные насадки.

Экипаж МКР – 3 человека. Расчетная длительность полета – 7 суток. При посадке МКР способен совершать боковой маневр до 2 000 км.

7.10.3. Проект ВКС «Нева-Аякс»

В этом проекте предлагался воздушно-космический самолет, использующий оригинальную концепцию «Аякс».

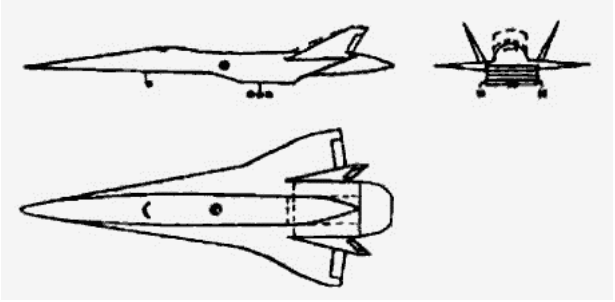


Рис. 1.281. ВКС «Нева»

Суть данной концепции заключается в использовании кинетической энергии набегающего воздушного потока для термохимического разложения углеводородного горючего, а также для выработки электроэнергии. По проекту, топливо (керосин) прогоняется через трубки, расположенные в максимально нагретых участках поверхности ВКС (носовая часть фюзеляжа, передние кромки крыла, камера сгорания двигателя), где происходит разложение керосина на водород и легкие углеводороды. Водород используется в МГД-генераторе для выработки электроэнергии, а углеводороды поступают в камеру сгорания гиперзвукового ПВРД. Такая двигательная установка получила название магнито-плазменно-химический двигатель (МПХД).

Вырабатываемая электроэнергия используется также для регулирования воздушного потока во входном контуре ПВРД и для плазменной системы управления подъемной силой.

Несмотря на то, что эта концепция, разработанная СКБ «Нева» ленинградского концерна «Ленинец» (ныне – Санкт-Петербургское Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем «Ленинец»), является экспериментально не проверенной, а многие нововведения специалистами считаются спорными, СКБ «Нева» на базе концепции «Аякс» разработало целую серию проектов гиперзвуковых самолетов различного назначения. Одним из таких проектов является проект воздушно-космического самолета «Нева».

ВКС «Нева» имеет следующие характеристики: взлетная масса – 364 т, масса полезного груза, выводимого на орбиту высотой до 250 километров, – 3 т, масса подвесных топливных баков – 37 т, максимальная скорость полета на высоте 100 километров – 7,5 км/с.

7.10.4. Суборбитальные системы ЭМЗ им. В.М.Мясищева

7.10.4.1. «Космополис XXI»

Идея использования высотного самолета М-55 «Геофизика» в качестве носителя суборбитального ракетоплана родилась в конструкторском бюро Экспериментального машиностроительного завода (ЭМЗ) имени В.М. Мясищева. Суборбитальная система задумывалась, как средство для выполнения коммерческих суборбитальных полетов. Для реализации идеи было создано совместное предприятие «Суборбитальная корпорация», основателями которого стали ЭМЗ им. В.М. Мясищева и американская компания Space Adventures.

«Суборбитальная корпорация» заявила об участии в конкурсе «X Prize» с проектом авиационно-космической системы «Космополис XXI» («Cosmopolis XXI» или, сокращенно, «С-XXI»). В соответствии с начальным проектом, АКС «Космополис XXI» состоит из ракетного модуля с пасажирской капсулой и самолета-носителя М-55 «Геофизика».

Ракетный модуль выполнен в виде цилиндрического объекта с небольшими складными аэродинамическими поверхностями и состоит из спасаемой трехместной пассажирской капсулы, двигательного блока, отсека оборудования с системами управления, жизнеобеспечения и спасения. Масса ракетного модуля – около 2 т.

Рис. 1.282. АКС «Космополис XXI»

Отделение ракетного модуля происходит на высоте 17…20 км при выполнении самолетом-носителем кабрирования с углом тангажа 40…60°. Модуль уводится от самолета-носителя с помощью ракетного ускорителя. Самолет-носитель выполняет маневр ухода вниз и в сторону от плоскости траектории ракетного модуля. После расхождения на безопасное расстояние включается основная ДУ ракетного модуля, разгоняющая модуль по траектории с увеличивающимся углом тангажа, вплоть до вертикали. После выработки топлива двигательный отсек отстреливается от пассажирской капсулы, которая поднимается вертикально вверх на максимальную высоту.

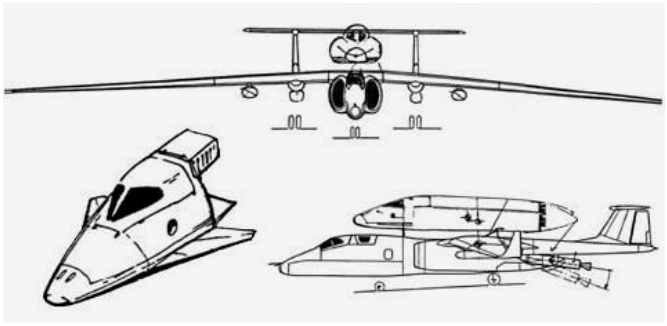


Рис. 1.283. Компоновка АКС «Космополис XXI»

При снижении по бокам пассажирской капсулы раскрываются небольшие аэродинамические поверхносте, снабженные рулями, которые обеспечивают управляемый аэродинамический спуск. Это позволяет как снизить возникающие перегрузки, так и выполнить маневр по выбору посадочной площадки. Посадка выполняется по-самолетному на выпускаемые посадочные устройства. В качестве альтернативного варианта возможен вариант посадки пассажирской капсулы на парашюте.

7.10.4.2. Проект ТАКС-55

Суборбитальная система ТАКС-55 (Туристическая авиационно-космическая система на базе самолета М-55) представляет собой дальнейшее развитие проекта АКС «Космополис XXI». Проект в процессе разработки претерпел некоторые изменения и уточнения. Ракетный модуль превратился в гиперзвуковой ракетоплан, выполненный по схеме «бесхвостка», с твердотопливным ракетным двигателем и трехопорным колесным шасси. К ракетоплану по наследству перешло наименование «С-XXI». Самолет-носитель – по-прежнему М-55 «Геофизика».

Размеры ракетоплана: длина 7,7 м, высота 2,02 м, размах крыльев 5,58 м. Стартовая масса «С-XXI» 3,5 т, в том числе 1,7 т – масса РДТТ.

Экипаж – пилот и два пассажира, – выполняют полет в скафандрах. САС обеспечивает спасение экипажа в течение совместного полета самолета-носителя и ракетоплана, а также на начальном и конечном участках автономного полета «С-XXI» (при скорости до 2,5М и высоте до 25 км) путем катапультирования кресел экипажа и посадкой на парашюте. Катапультирование производится следующим образом: подрыв пирошнура образует в крыше кабины отверстие, через которое поочередно катапультируются оба туриста, затем отстреливается люк над головой пилота, и пилот также катапультируется. Если авария происходит на этапе полета до отделения ракетоплана, то самым последним катапультируется пилот М-55.

Рис. 1.284. Макет «ТАКС-55»

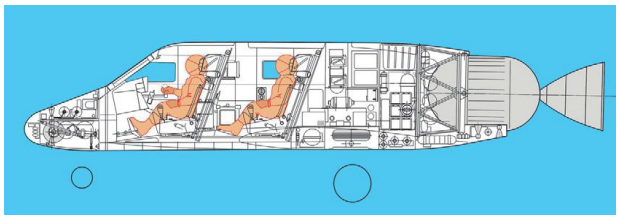


Рис. 1.285. Компоновка ракетоплана «С-XXI»

При штатном полете отделение ракетоплана от самолета-носителя «Геофизика» будет происходить на высоте 17 км при скорости 750 км/ч. Разделение будет выполняться только за счет аэродинамических сил, без включения ракетных двигателей. После отхода самолета-носителя на безопасное расстояние автоматически осуществляется запуск РДТТ ракетоплана. «С-XXI» набирает высоту, постепенно увеличивая угол тангажа. Максимальная перегрузка – 3,5g. Работа РДТТ прекращается по израсходованию топлива на высоте около 50 км при скорости около 1,6 км/с. Ракетоплан продолжает полет по баллистической траектории, достигая высоты более 100 км. Вход в атмосферу происходит с углом атаки около 60°. Ракетоплан выполняет аэродинамическое торможение и автоматическую посадку «по-самолетному» на выпускаемое шасси. Максимальные перегрузки на участке возвращения – 4,5g. Посадочная скорость ракетоплана «С-XXI» – 220 км/ч. Потребная длина посадочной полосы – 1 000 м.

7.10.4.3. Проект ТАКС-55-5 «Explorer»

Туристическая суборбитальная система ТАКС-55-5 представляет собой модификацию проекта системы ТАКС-55, разработанной ЭМЗ им. Мясищева. Отличие заключается в увеличении вместимости до пяти человек (пилот и четыре пассажира), что отражено в обозначении проекта. Компания Space Adbentures продвигала проект для организации коммерческих полетов под названием «Explorer».

7.10.4.4. АКС М-91

В 2008 году сообщалось, что ЭМЗ им. В.М. Мясищева продолжает разработку АКС для космического суборбитального туризма. В связи с тем, что компания Space Adventures, дочерней фирмой которой является ЗАО «Суборбитальная корпорация», высказала пожелание об увеличении вместимости ракетоплана до 10…12 человек, проект был переработан в очередной раз.

Рис. 1.286. Макет АКС М-91

Для увеличения грузоподъемности решено использовать самолет-носитель ВМ-Т «Атлант». Ракетоплан М-91, вмещающий двух пилотов и 14 пассажиров, должен стартовать «со спины» самолета-носителя и подниматься на высоту около 150 км, совершая затем спуск и посадку на аэродром с посадочной скоростью 240 км/ч.

Длина ракетоплана 17,85 м, размах крыла 12,75 м. Стартовая масса 27,7 т.

7.10.5. МиГ-2000

«МиГ-2000» – проект одноступенчатого воздушно-космического самолета, разработанный в ОКБ им. Микояна. Длина фюзеляжа – 54,1 м, базовый диаметр – 19,7 м, взлетный вес – 300 т. «МиГ-2000» способен выводить полезную нагрузку массой до 9 т на орбиту высотой 200 км с наклонением 51°.

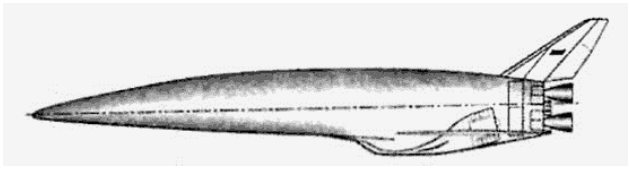


Рис. 1.287. ВКС «МиГ-2000»

Схема полета ВКС «МиГ-2000» выглядит следующим образом. После старта самолет с помощью ускорителя на ЖРД разгоняется до скорости 0,8 М, затем запускается прямоточный ВРД с дозвуковым горением, который обеспечивает дальнейший разгон до 5 М. Окончательный выход на орбиту ИСЗ выполняется с помощью бортовых ЖРД, работающих на переохлажденном водороде и жидком кислороде. При возвращении возможен боковой маневр в атмосфере до 3 000 километров. Посадка выполняется на выпускаемом шасси на обычную ВПП.

7.10.6. МиГ-АКС

Проект двухступенчатой авиационно-космической системы МиГ-АКС основывается на концепции взаимодействия движущегося тела с электромагнитным полем. Специальная ВПП, оборудованная блоками, генерирующими электромагнитное поле, должна обеспечить как ускорение самолета при взлете, так и торможение при посадке. Разгонная ВПП длиной 4 км, проектируемая для системы «МиГ-АКС», должна позволить осуществить взлет самолета массой от 200 до 700 тонн за 17 минут. При этом ускорение будет составлять от 2g до 30g, а достигаемая скорость – 300…500 м/с. Не исключается возможность разгона до 100 м/с аппарата без шасси массой от 50 до 150 т (на электромагнитной подушке). Дальнейший разгон аппарата и выведение его на орбиту предлагается осуществлять комбинированной ДУ на основе турбо-прямоточных двигателей и ЖРД.

Рис. 1.288. «МиГ-АКС»

Проектная стартовая масса «МиГ-АКС» составляет 350…420 т, в том числе 140 т – масса орбитальной ступени. «МиГ-АКС» способен выводить на орбиту ИСЗ высотой 200 км полезный груз массой до 10 т.

7.10.7. ВКС ОКБ им. Туполева

Экспериментальный ВКС должен был иметь взлетную массу 210-280 т. Для спасения экипажа в аварийных ситуациях предусмотрено использование катапультируемых кресел с предварительным отделением носовой части и кабины экипажа. На ВКС не устанавливаются ЖРД, количество ТРД – шесть. Величина полезного груза, доставляемого на орбиту высотой 200-400 км, – от 6 до 10 т.

7.10.8. Конкурс на многоразовый ВКС

В 1986 году Министерство обороны СССР выдало авиационно-космическим предприятиям «Техническое задание на разработку на конкурсной основе одноступенчатого многоразового воздушно-космического самолета (МВКС)». В результате выполненных работ были представлены проекты «Ту-2000» ОКБ им. А.Н. Туполева, «ВКС» НПО «Энергия» и «МВКС» ОКБ им. А.С. Яковлева.

7.10.8.1. Ту-2000

Проект одноступенчатого многоразового воздушно-космического самолета, разработанный ОКБ им. А.Н.Туполева по Техническому заданию Министерства обороны СССР 1986 года, получил название «Ту-2000».

Для «Ту-2000» была принята аэродинамическая схема «бесхвостка». Длина самолета составляла 70 м, взлетная масса – около 300 т. Расчетная масса полезного груза, доставляемого на орбиту высотой 200 км – 10 т.

Рис. 1.289. Одноступенчатый МВКС «Ту-2000А»

Все элементы самолета конструктивно интегрированы вокруг силовой установки, в которую входят:

- 4…6 ТРД, находящиеся в хвостовой части;
- основной разгонный ШПВРД (широкодиапазонный прямоточный воздушно-реактивный двигатель), расположенный под фюзеляжем в задней его части;
- два ЖРД многократного запуска, размещенные между ТРД.

«Ту-2000» должен был совершать полет при скоростях от 0 до 2,5 М с использованием ТРД. Включаемый затем ШПВРД выполняет разгон самолета до 20…25 М, после чего запускаются ЖРД, обеспечивающие довыведение «Ту-2000» на орбиту ИСЗ. ЖРД используются также для маневрирования в космосе и торможении при переходе на траекторию спуска.

Самолет имеет несущий корпус с плоской нижней поверхностью и треугольное крыло относительно небольшой площади и малого удлинения. Основной объем фюзеляжа занимают баки с жидким водородом. В хвостовой части фюзеляжа расположен бак с жидким кислородом для ЖРД.

Двухместная кабина экипажа расположена в носовой части фюзеляжа. Спасение экипажа обеспечивается на всем протяжении атмосферного участка полета. Рассматривались две схемы спасения экипажа: отделение и спуск на парашюте кабины экипажа и применение катапультируемых кресел.

Проект предусматривал поэтапное создание нескольких вариантов МВКС:

- экспериментальный самолет Ту-2000А с максимальной скоростью полета 5…6 М.;
- двухместный гиперзвуковой сверхдальний бомбардировщик Ту-2000Б;
- пассажирский гиперзвуковой самолет;
- воздушно космический самолет Ту-2000.

После рассмотрения представленных проектов («Ту-2000» ОКБ Туполева, «ВКС» НПО «Энергия» и «МВКС» ОКБ Яковлева) Министерство обороны одобрило проект «Ту-2000». Работы по осуществлению проекта были начаты и продолжались до 1992 года. К моменту прекращения работ были изготовлены: кессон крыла из никелевого сплав, элементы фюзеляжа, криогенные топливные баки и композитные топливопроводы.

7.10.8.2. ВКС НПО «Энергия»

Воздушно-космический самолет «ВКС», разработанный под руководством Павла Цыбина, представлял собой гиперзвуковой ракетоплан с комбинированной многорежимной ДУ на основе турбопрямоточного ВРД и линейного ЖРД. Начальная масса «ВКС» составляла около 700 т (при массе конструкции 140 т), масса полезного груза доставляемого на орбиту высотой 200 километров и наклонением 51° – не менее 25 т.

Габариты «ВКС»: длина – 71 м, размах крыла – 42 м, высота – 10 м.

«ВКС» предназначался для оперативного и экономически эффективного выведения полезных нагрузок на низкие орбиты, технического обслуживания орбитальных группировок, а также для решения оборонных задач.

7.10.9. АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ РАЛЛИ

Проект центральной научно-исследовательской лаборатории «Астра» Московского авиационного института, разработанный для участия в конкурсе «X-Prize».

В разработке проекта приняли также участие специалисты Экспериментального машиностроительного завода им. Мясищева, ОКБ им. Микояна, ЦАГИ, Института авиационной медицины и НИИ парашютостроения.

Проект предусматривал использование воздушного старта для пилотируемого ракетоплана, выполняющего суборбитальный полет в космос. Ракетоплан АРС (Аэрокосмическое Ралли Суборбитальное) имел следующие параметры: длина – 5,7 метра, ширина фюзеляжа – 1,015 м, полная ширина – 3,7 м, высота – 1,1 м (по выпущенному шасси – 1,5 м), взлетная масса – 1,7 т, масса топлива – 500 кг, масса полезной нагрузки – 350 кг. Экипаж – 3 человека (пилот и два пассажира). Ракетоплан оснащен ЖРД.

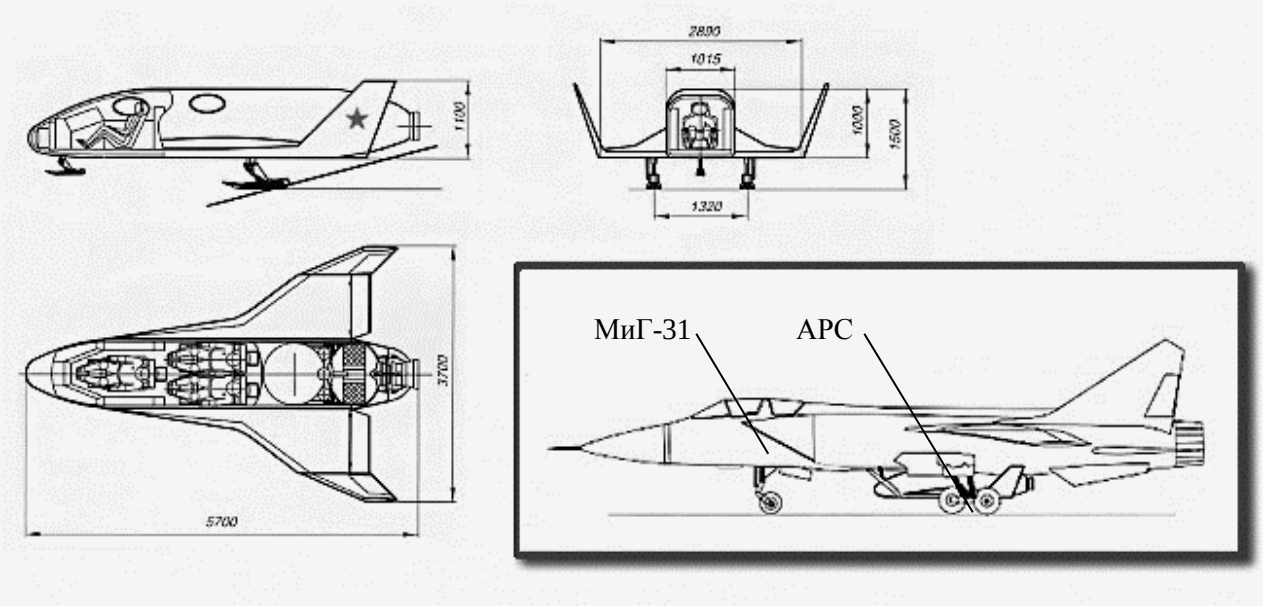


Рис. 1.290. Ракетоплан «АРС»

В качестве самолета-носителя был выбран сверхзвуковой истребитель МиГ-31. Схема полета выглядела следующим образом. Самолет-носитель с подвешенным под фюзеляжем ракетопланом АРС на высоте около 20 км разгоняется до скорости 2 500 км/час, выходит на кабрирование и отделяет ракетоплан. Через 6 секунд включается ЖРД ракетоплана, который разгоняет АРС до скорости 1 200-1 300 м/сек. Ракетоплан по баллистической траектории поднимается до высоты 120-130 километров, затем входит в атмосферу, выполняет аэродинамическое торможение, переходит в режим планирования и совершает посадку на аэродром по-самолетному на лыжное шасси или под крылом-парашютом. Максимальные перегрузки при торможении в плотных слоях атмосферы до 6g. Длительность полета ракетоплана в невесомости – около трех минут.

Проект не реализовывался.

7.11. Проект МТК-ВП

Одним из ранних проектов многоразовых КК, использующих несущий корпус для выполнения планирующего спуска с орбиты, был проект многоразового транспортного корабля вертикальной посадки (МТК-ВП). Проект разрабатывался в ЦКБЭМ с первой половины 1970-х годов, как альтернатива крылатому многоразовому КК ОС-120[1].

МТК-ВП состоял из кабины экипажа в передней конической части фюзеляжа, цилиндрического грузового отсека в центральной части и конического хвостового отсека с ДУ для маневрирования на орбите.

Предполагалось, что на орбиту МТК-ВП будет выведен при помощи РН РЛА-130В, на которой он должен быть установлен на центральном блоке. В грузовом отсеке МТК-ВП размещался доставляемый на орбиту полезный груз массой до 30 т. Возвращаемый с орбиты груз мог составить 20 т.

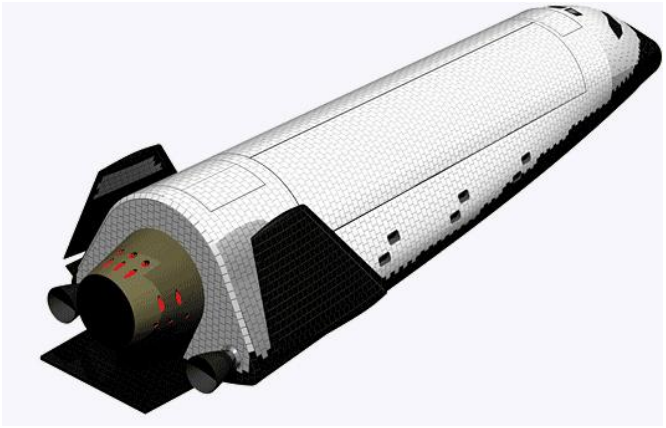


Рис. 1.291. Стартовая конфигурация МТК-ВП
Рис. с сайта www.buran.ru

После выполнения работ на орбите МТК-ВП совершал спуск, используя несущий корпус. В плотных слоях атмосферы откидывались плоскости аэродинамических рулей. МТК-ВП мог совершать боковой маневр при спуске с орбиты дальностью до 800. Для улучшения аэродинамических свойств при гиперзвуковых скоростях цилиндрический фюзеляж был дополнен наплывами в хвостовой части, что придало фюзеляжу почти треугольное сечение. Дальность бокового маневра при этом возросла до 1 800 км.

Посадку МТК-ВП выполнял в горизонтальном положении на парашютах на лыжное шасси.

МТК-ВП имел КТДУ, включавшую два кислород-керосиновых ЖРД тягой по 8,5 тс. Для ориентации и стабилизации использовались два пояса ЖРД тягой по 450 кгс. В переднем поясе размещались 18 ЖРД ориентации, в заднем – 16 ЖРД. Запас топлива и расходуемых газов составлял 6,6 т, что обеспечивало запас характеристической скорости около 500 м/с.

Стартовая масса МТК-ВП равна 88 т, посадочная масса 66,4 т.

Общая длина МТК-ВП 34,0 м, максимальная ширина фюзеляжа 8,0 м. Диаметр отсека полезного груза 5,5 м. Герметичный объем кабины экипажа – 55 м^3.

Расчеты показали, что при торможении носовая часть фюзеляжа МТК-ВП будет разогреваться до 1 900°С. Это вызывало серьезные опасения в возможности многоразового использования МТК-ВП. В результате предпочтение было отдано проекту МКК ОС-120.

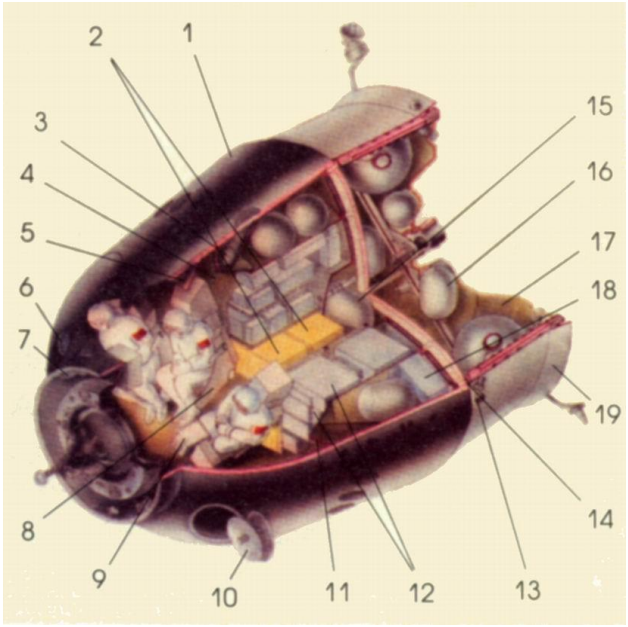
[1] Проект ОС-120 и сменивший его проект ОК-92 были предшественниками проекта МКК «Буран» 11Ф35 (см. п. 7.8).

7.12. Пилотируемый КК реактивной посадки «Заря»

В 1985 году в НПО «Энергия» была начата работа по проекту многоразового космического корабля многоцелевого назначения МКК «Заря» (14Ф70).

Конструктивно МКК «Заря состоял из возвращаемого корабля (ВК) и навесного отсека. В возвращаемом корабле располагался экипаж, размещался полезный груз, а также посадочные двигатели и топливо для них. На начальном этапе отработки МКК предусматривалась установка катапультных кресел для экипажа.

Отличительной особенностью МКК «Заря» являлась беспарашютная посадка – на ракетных двигателях. Двигательная установка посадки состояла из 24 расположенных по окружности ВК двигателей тягой по 1,5 тс, работающих на керосине и перекиси водорода. Для управления спуском использовались 16 однокомпонентных двигателя тягой по 62 кгс. Система управления двигателями посадки, которая должна была быть создана на базе современной компьютерной техники, должна была обеспечивать точность посадки ВК не хуже 2,5 км при перегрузках на участке торможения не более 10 g. ВК рассчитывался на кратность применения 30-50 полетов.



1 – возвращаемый корабль
2 – транспортируемые грузы
3 – посадочный двигатель
4 – рабочий отсек
5 – аэродинамический щиток
6 – иллюминатор
7 – звездный датчик
8 – катапультное кресло
9 – пульт управления
10 – антенна аппаратуры сближения
11 – агрегатный отсек
12 – бортовая аппаратура
13 – двигатели причаливания и ориентации
14 – лобовой теплозащитный экран-амортизатор
15 – доплеровский измеритель скорости
16 – система дозаправки и двигательная установка
17 – навесной отсек
18 – СЭП с ЭХГ
19 – навесной холодный радиатор

Рис. 1.292. Компоновка МКК «Заря»

В навесном отсеке располагалась многофункциональная двигательная установка (МДУ). В состав МДУ входили два двигателя тягой по 300 кгс, двигатели причаливания и ориентации, а также топливные баки. МДУ, работавшая на НДМГ и азотном тетраксиде, должна была обеспечивать перевод МКК с опорной на рабочую орбиту высотой 500-550 км, сближение и стыковку с другими объектами, а также торможение для схода с орбиты. Навесной отсек являлся одноразовым и должен был отбрасываться после отрабатывания тормозного импульса.

Планировались следующие варианты применения МКК «Заря»:

- транспортный КК для доставки экипажей на ОКС и возвращение их на Землю;
- транспортный КК для доставки на ОКС необходимых грузов, расходуемых ресурсов и топлива;
- КК-спасатель, находящийся на ОКС в режиме ожидания;
- КК для спасательных операций по эвакуации экипажей пилотируемых объектов, терпящих бедствие;
- КК для выполнения ремонтных работ на орбите;
- пилотируемый КК для выполнения специальных задач Министерства обороны и Академии наук в автономном полете.

Рассматривался также вариант выведения МКК «Заря» на высокие орбиты (вплоть до стационарной) с помощью буксира.

В зависимости от назначения экипаж МКК мог составлять от 1-2 до 8 человек. Возможно было также применение МКК «Заря» в беспилотном режиме. Длительность полета МКК – 195 суток. В дальнейшем предполагалось довести этот срок до 270 суток.

Принцип использования вертикальной посадки на ЖРД открывал перспективы к использованию конструкций на базе ВК «Заря» в создании межпланетных кораблей для полетов к безатмосферным планетам.

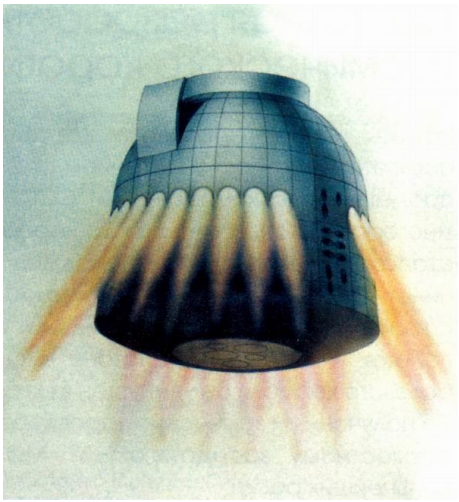


Рис. 1.293. Посадка МКК «Заря»

Максимальный диаметр МКК «Заря» – 4,1 м, длина (без навесного отсека) – 5 м. Масса около 15 т. МКК «Заря» рассчитывался на выведение ракетой-носителем «Зенит». Опорная орбита – круговая высотой 190 км, наклонение – 51,6 град. Масса доставляемого и возвращаемого грузов: 2,5 т и 1,5-2 т, соответственно, при численности экипажа два человека, или 3 т и 2-2,5 т в беспилотном варианте.

В январе 1989 года работы по МКК «Заря» были прекращены. Кроме недостаточности финансирования, одной из причин закрытия проекта была неуверенность в возможности создания на данном этапе развития техники безотказной системы управления посадкой.

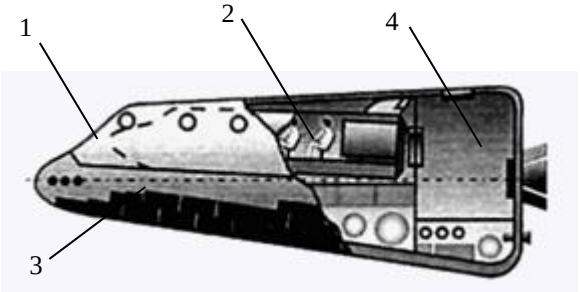
Реинкарнация проекта МКК «Заря» произошла в 2008 году в проекте российско-европейского ПКК (пилотируемого космического корабля), который превратился затем в чисто российский проект ПТК НП (пилотируемый транспортный корабль нового поколения). В проекте ПТК НП первоначально также планировалось выполнять реактивную беспарашютную посадку, но впоследствии от этого отказались.

7.13. Двухмодульный воздушно-космический корабль

В НПО «Энергия» в 1991 году рассматривался новый перспективный проект корабля многоразового использования ВКК (воздушно-космический корабль).

В проект были заложены следующие требования:

- экипаж – 2-6 человек;
- масса полезного груза – 2-3 т;
- масса возвращаемого груза – 0,5-1 т;
- многоразовость применения основных элементов корабля;
- обеспечение аварийного спасения экипажа на старте и начальном участке полета;
- возможность полета и маневра в космосе и в атмосфере;
- возможность доставки на орбиту грузового контейнера или другого космического аппарата;
- самолетная посадка на обычный аэродром.



1 – защитный кожух
2 – пилотируемый модуль
3 – служебный модуль
4 – рабочий отсек

Рис. 1.294. Двухмодульный ВКК

ВКК состоит из двух аппаратов-модулей, соединенных параллельно. Пилотируемый модуль (ПМ) имеет меньший размер и снабжен крыльями. ПМ устанавливается поверх служебного модуля (СМ) и закрывается защитным кожухом-обтекателем. Особенностью данного проекта является то, что модули на этапе старта и выведения на орбиту соединены только механически, и в случае необходимости могут быть разделены практически мгновенно путем подрыва пироболтов,

соединяющих модули. После выхода на орбиту выполняется соединение кабелей и магистралей модулей, а перед спуском – их разъединение.

ПМ снабжен воздушно-реактивными двигателями, что позволяет ему выполнять управляемый полет в атмосфере и посадку на колесное шасси. В герметичной кабине ПМ устанавливаются 4-6 кресел для экипажа. ПМ рассчитан на многократное применение.

В СМ размещается основное оборудование корабля. Здесь же находятся топливные баки, часть приборов, маршевая ДУ и ДУ системы ориентации, а также стыковочный узел. В задней части СМ находится рабочий отсек, соединяемый люком с ПМ после выхода на орбиту и предназначенный для работы и отдыха космонавтов. В рабочем отсеке размещается пост управления ВКК при стыковке с ДОС или другим объектом, через этот отсек космонавты переходят в пристыкованный КА или выходят в открытый космос. Комплектация СМ может изменяться в зависимости от задач полета. Служебный модуль не предполагалось использовать повторно.

Выведение ВКК на орбиту осуществляется с помощью РН типа «Зенит» либо с помощью самолета-носителя. Во втором случае к ВКК присоединяется разгонная ступень. При возникновении аварийной ситуации сбрасывается защитный кожух, выполняется подрыв пироболтов для расцепления модулей. Крылатый пилотируемый модуль уводится на безопасное расстояние, после чего, используя ВРД, совершает полет и посадку.

Торможение в плотных слоях атмосферы при возвращении с орбиты выполняется за счет аэродинамики и теплозащитного покрытия несущего корпуса служебного модуля. При нормальном завершении полета оба модуля остаются сцепленными до высоты 6-10 километров, когда они полностью расстыковываются. С этого момента каждый из них совершает самостоятельный полет и посадку. Крылатый ПМ, используя ВРД, приземляется на обычный аэродром. Служебный модуль совершает посадку на парашюте.

Проект не был принят к реализации по ряду причин.

7.14. Проект ТПКА

Этот проект зародился в НПО «Энергия» в конце 1980-х годов, как логическое развитие направления сбрасываемых капсул. После того, как были спроектированы, изготовлены и применены возвращаемые баллистические капсулы «Радуга», сбрасываемые с КА «Прогресс», был разработан эскизный проект возвращаемых маневрирующих капсул (ВМК) «Зарница», первоначально называвшихся ОМА (Орбитальные Малые Аппараты).

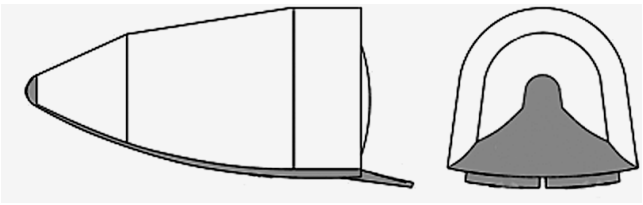
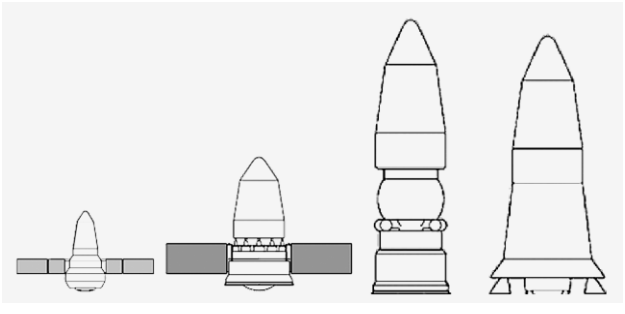


Рис. 1.295. ВМК «Зарница»

7.14.1. Проект «Зарница»

Отличительной особенностью ВМК «Зарница» был биконический несущий корпус с затупленной носовой частью. Верхняя и нижняя части корпуса имели различное профилирование поверхностей. Нижняя поверхность, обращенная к потоку, закрыта донным экраном и снабжена кормовым щитком, состоящим из двух независимых секций, что позволяет управлять аппаратом при спуске в атмосфере. Приземление капсулы предполагалось на «брюхо» с использованием парашюта.



a) b) c) d)

a – «Циклон»
b – «Союз»
c – «Зенит»
d – «Протон»

Рис. 1.296. Варианты КА с ВМК «Зарница» для различных РН

Рассматривались КА с ВМК различных типоразмеров, рассчитанные на использование ракет-носителей разной мощности.

Табл. 1.64. Характеристики ВМК

РН	Масса КА, т	Масса ВА, т	Масса груза, т	Длина ВМК, м	Максимальный диаметр, м
Циклон	3,5	1,5	0,25	2,4	1,2
Союз	6,8	3,0	1,0	4,0	2,0
Зенит	12,5	5,5	2,0	6,2	2,8
Протон	20,0	5,5	2,0	5,6	2,8

По КА, рассчитанному на запуск РН «Зенит», было подготовлено техническое предложение, в котором рассматривались два варианта КА – беспилотный транспортный исследовательский аппарат (ТИА) и транспортный пилотируемый космический аппарат (ТПКА).

Работы по маневренным капсулам были прекращены в 1995 г. Проектный задел, оставшийся по ВМК «Зарница», был использован при разработке предложений по проекту «Клипер».

7.14.2. ТПКА

Транспортный пилотируемый космический аппарат ТПКА состоит из трех модулей:

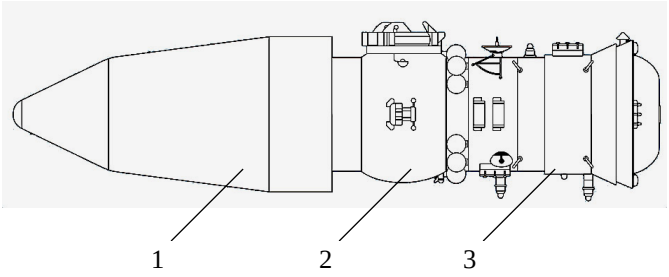
- возвращаемая маневрирующая капсула ВМК;
- стыковочный отсек СО;
- приборно-агрегатный отсек ПАО.

Максимальный диаметр корпуса ВМК – 2,80 м, длина – 6,20 м.

Численность экипажа ТПКА от трех человек (штатный вариант) до семи человек (спасательный вариант).

В стыковочном отсеке, расположенном позади ВМК, размещается андрогинный стыковочный узел, выдвигаемый с боковой поверхности перепендикулярно продольной оси.

В ПАО располагаются двигатели маневрирования и ориентации, ТДУ, топливные баки, системы термо-регулирования и другие. Для обеспечения бортовых систем энергией на ПАО размещаются раскрываемые панели солнечных батарей.



1 – возвращаемая маневрирующая капсула
2 – стыковочный отсек
3 – приборно-агрегатный отсек

Рис. 1.297. ТПКА

За счет управления переменным аэродинамическим качеством при спуске ВМК предполагалось обеспечивать точность посадки не хуже 0,2 км от точки, выбранной в пределах 5 000 км вдоль траектории полета и 1 500 км – в поперечном направлении. Система посадки – парашютная, с использованием тормозных реактивных двигателей и системы амортизации, которая могла использовать сотовые панели или надувное посадочное устройство.

ВМК рассчитывалась на 20 полетов, СО и ПАО – невозвращаемые. РН – «Зенит».

7.14.3. Патент RU 2220077

В 2001 году в РКК «Энергия» был разработан проект КК, который представлял собой дальнейшую эволюцию проекта «Зарница». Была проведена основная конструктивно-компоновочная разработка КК. Конструктивная схема КК защищена патентом RU 2220077.

В соответствии с выбранной схемой, МКК состоял из двух отсеков:

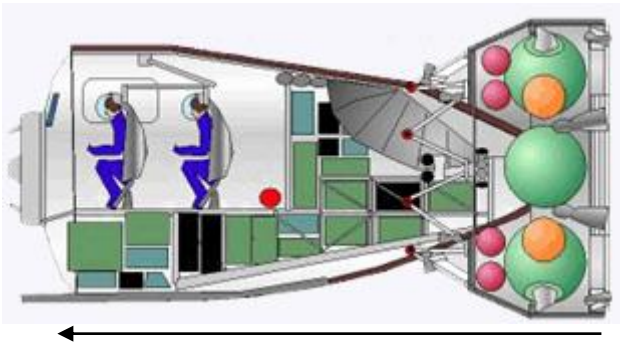
- возвращаемый аппарат (ВА);
- служебно-агрегатный отсек (САО).

ВА имел биконическую форму с несущим корпусом, принятую ранее для ВМК «Зарница». В хвостовой части ВА располагался андрогинный стыковочный узел. При старте ВА находился в положении «хвостом вперед». К носовой части ВА (которая при старте находилась сзади) крепился сбрасываемый служебно-агрегатный отсек. В САО размещалась корректировочно-тормозная двигательная установка,

Экипаж МКК – до шести человек. Кресла экипажа при посадке наклонялись для обеспечения действия перегрузок в оптимальном направлении «грудь-спина».

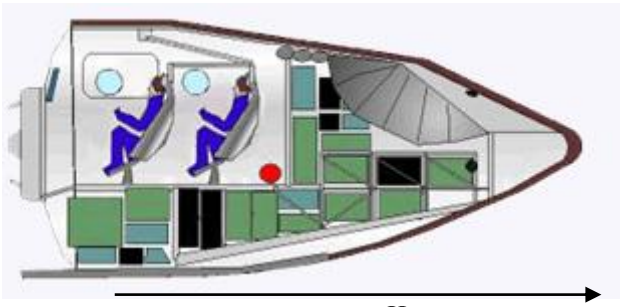
Расчетная масса МКК – около 14 т. Для запусков МКК предполагалось использовать РН «Зенит» или «Ангара».

Конструктивное решение, примененное в проекте, обладало рядом серьезных недостатков.



Направление полета

a)



Направление полета

b)

a – стартовая конфигурация
b – посадочная конфигурация

Рис. 1.298. МКК (патент RU 2220077)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

В частности, для выхода в открытый космос желательно было иметь отдельный отсек, который мог бы выполнять функцию шлюзовой камеры. Введение такого отсека со стороны стыковочного узла сразу же обостряло проблему применения САС на начальных участках полета, так как необходимо было бы уводить от аварийной РН сразу два отсека.

Кроме того, само размещение РДТТ САС при такой стартовой конфигурации МКК вызывало определенные трудности.

Не являлась оптимальной также и установка САО на носовой части ВА, так как при этом узлы крепления размещались в участках высокого нагрева, а также повышался риск повреждения теплозащиты в процессе отделения САО.

Выведение на орбиту МКК «хвостом вперед» требовало использования обтекателя на атмосферном участке, что ухудшало весовые характеристики системы.

7.15. Проект «Клипер»

В 2002-2003 г.г. в РКК «Энергия» в инициативном порядке проводились научно-исследовательские работы по проекту многоразового космического корабля с возвращаемым аппаратом типа «несущий корпус».

В соответствии с проектом многоцелевой МКК должен использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном режиме. Основное назначение МКК – обслуживание ОКС на орбитах высотой до 500 км. МКК должен выполнять следующие основные задачи:

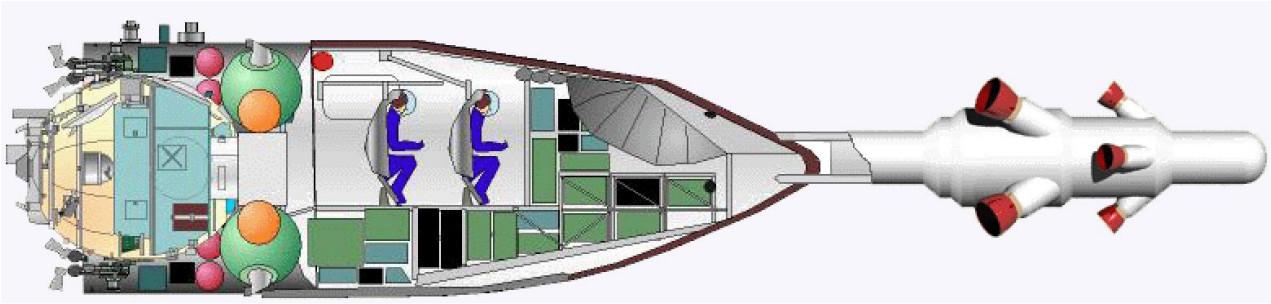
- доставка на ОКС и возвращение на Землю экипажа и полезного груза;
- возвращение с ОКС на Землю результатов исследований и экспериментов;
- выполнение функции спасательного МКК для эвакуации экипажа ОКС на Землю при возникновении экстремальной ситуации (при нахождении МКК в составе ОКС);

- выполнение отдельных полетных операций в процессе дежурства в составе ОКС в рамках располагаемых ресурсов МКК;
- удаление с ОКС отработавшего свой ресурс оборудования, продуктов жизнедеятельности и т.д.

МКК при минимальных доработках и изменениях конфигурации должен также обеспечивать:

- выполнение автономных целевых пилотируемых полетов, для проведения экспериментов и исследований, включая отработку систем и элементов перспективных КА;
- обслуживание КА (регламентные и ремонтно-восстановительные работ; коррекции орбиты);
- выполнение коммерческих космических полетов.

В процессе разработки были последовательно рассмотрены несколько вариантов МКК.



a)

b)

a – стартовая конфигурация
b – посадочная конфигурация

Рис. 1.299. Компоновка МКК «Клипер» (проект 2004 года)
Рис. с сайта http://www.astronautix.com/

7.15.1. Проект 2004 года

В 2004 году проект был полностью переработан и получил наименование «Клипер».

В новом варианте было решено объединить служебно-агрегатный и вновь вводимый в конструкцию бытовой отсеки, расположив их сзади возвращаемого аппарата. МКК выводится на орбиту в положении «носом вперед». В такой конфигурации решается проблема шлюзования для выхода в открытый космос, облегчается размещение РДТТ САС и не требуется установка носового обтекателя. Для управления стыковкой рабочее место оператора размещается в бытовом отсеке.

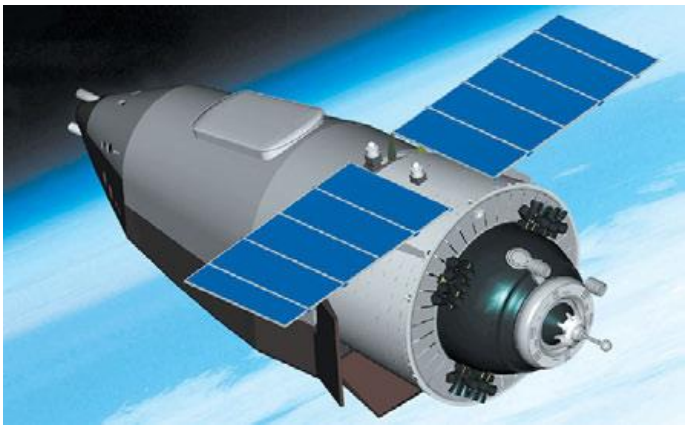


Рис. 1.300. МКК «Клипер» (проект 2004 года)

Конструктивно МКК делится на возвращаемый аппарат (ВА) многократного использования и одноразовый агрегатный

отсек (АО). ВА имеет внешний силовой корпус, внутрь которого помещена гермокабина экипажа. К силовому корпусу крепятся парашютные контейнеры, аэродинамические щитки для управления спуском в атмосфере и теплозащита. В носовой части силовой корпус имеет кронштейны для крепления фермы с РДТТ САС. В носовой части ВА устанавливается блок двигателей причаливания и ориентации.

Внутри АО размещен бытовой отсек (БО), аналогичный по форме и конструкции БО КК «Союз». В БО размещаются спальные места и агрегаты СЖО.

Вокруг бытового отсека в АО размещаются маршевые двигатели, двигатели причаливания и ориентации, топливные баки, а также агрегаты системы обеспечения теплового режима. Снаружи отсека устанавливаются солнечные батареи, радиатор терморегулирования и датчики системы управления движением и навигации. БО и гермокабина ВА соединяются переходным люком, который закрывается на время старта и посадки. БО оснащен стыковочным узлом для стыковки МКК с ОС или другими КК.

a) b)

a – вариант «несущий корпус»
b – «крылатый» вариант

Рис. 1.301. Два варианта МКК «Клипер» (проект 2005 года)

Форма корпуса ВА обеспечивает возможность бокового маневра при спуске до 500 км. Посадка осуществляется на парашютах. В нижней части силового корпуса ВА имеется специальное посадочное устройство, обеспечивающее устойчивую посадку с допустимыми перегрузками.

Ресурс конструкции и приборов ВА рассчитан на 20-25 полетов и на 10 лет эксплуатации. Лобовой щит, парашюты, двигатели мягкой посадки, посадочное устройство, а также РДТТ САС заменяются перед каждым полетом.

В начале 2004 года итоговый отчет по проекту МКК «Клипер», был представлен в Российское агентство по авиации и космосу (Росавиакосмос), переименованное вскоре в Федеральное космическое агентство – ФКА. В апреле 2004 года было объявлено о включении работ по созданию многоразового КК «Клипер» в Федеральную космическую программу России на 2005–2015 годы.

7.15.2. Проект 2005 года

В связи с появлением дополнительных требований от ФКА России РКК «Энергия» разработала вариант МКК «Клипер», в котором в конструкцию ВА были введены крылья и шасси, что должно было обеспечивать возможность аэродинамического маневра в пределах 1 500-2 000 км и горизонтальную посадку на аэродром «по-самолетному». К участию в разработке крылатого варианта КК было привлечено ОКБ им. П.Сухого.

В «крылатом» варианте повышается коэффициент многоразовости систем, т.к. из конструкции удаляются такие системы, требующие замены после каждого полета, как парашютная система, двигатели мягкой посадки и посадочное устройство. В то же время появляется и ряд недостатков, к которым относится невозможность неуправляемого спуска корабля, в связи с чем возрастают требования к надежности бортовых систем на участке схода с орбиты и приземления. Также на случай возможного аварийного спуска требуются дополнительные запасные аэродромы.

7.15.2.1. Частично многоразовый КК «Клипер»

Конструктивно МКК «Клипер» состоит из двух отсеков: многоразовый возвращаемый аппарат (ВА) и одноразовый агрегатно-бытовой отсек (АБО). ВА состоит, в свою очередь, из негерметичного корпуса и герметичного модуля кабины (МК). Объем модуля кабины – 20 м^3. На корпусе МК расположен люк экипажа (справа) и четыре иллюминатора диаметром по 230 мм, по два с каждой стороны. МК рассчитывается на 25-кратное использование.

АБО также состоит из негерметичного корпуса и герметичного бытового отсека (БО). Объем бытового отсека – 8 м^3. В корпусе БО выполнен иллюминатор диаметром 420 мм. На корпусе БО с одной стороны расположен стыковочный узел для стыковки с орбитальной станции и другими КА, а с другой стороны – стыковочный узел для соединения с МК. В АБО размещены маршевые двигатели, двигатели причаливания и ориентации, аппаратура сближения и причаливания. После выдачи тормозного импульса (перед посадкой) агрегатно-бытовой отсек сбрасывается.

Рис. 1.302. Крылатый вариант МКК «Клипер»

Отсек системы аварийного спасения (САС) выполняет две функции:

- довыведение корабля на орбиту в случае необходимости;
- аварийное спасение экипажа в случае аварии РН на стартовом комплексе или во время выведения.

При нормальном полете на участке выведения отсек САС сбрасывается незадолго до выхода МКК на орбиту.

При посадке МКК с несущим корпусом может выполнять боковой маневр до 500 км, в крылатом варианте – до 1 200 км, штатная перегрузка при этом не превышает 2,5g (при парировании нештатных ситуаций до 5g).

Маневрирование, ориентация и управление МКК «Клипер» на орбите и во время спуска выполняется с помощью 32 двигателей, объединенных в ОДУ (объединенная двигательная установка). ОДУ включает 8 маршевых ЖРД тягой по 50 кгс и 32 двигателя причаливания и ориентации (ДПО) тягой по 24 кгс. 12 ДПО расположены в носовой части ВА, 4 ДПО – в хвостовой части ВА. В АО размещены четыре двигательных блока, каждый из которых включает два ДПО и два маршевых двигателя. Топливными компонентами для двигателей ОДУ являются этиловый спирт и кислород. Запас топлива включает 1 350 кг кислорода и 750 кг спирта.

Длина МКК «Клипер» по стыковочному узлу – 10,42 м, длина ВА – 6,40 м. Максимальный диаметр (по БО) – 3,45 м, максимальная ширина (в варианте с несущим корпусом) – 3,59 м.

Экипаж МКК – до 6 человек, включая двух членов экипажа – командира и бортинженера, – и четырех пассажиров.

Первоначально предполагалось, что стартовая масса МКК составит 14,0-14,5 т (без отсека САС). Для запуска МКК «Клипер» РКК «Энергия» планировала создать РН «Онега» («Союз-2-3»). Позднее по рекомендации ФКА было принято решение об использовании РН «Зенит-2SLБ», в результате массу МКК пришлось ограничить величиной 13 т.

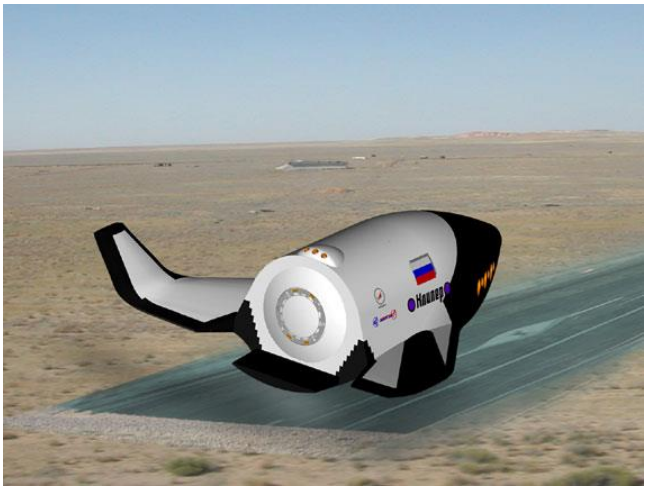
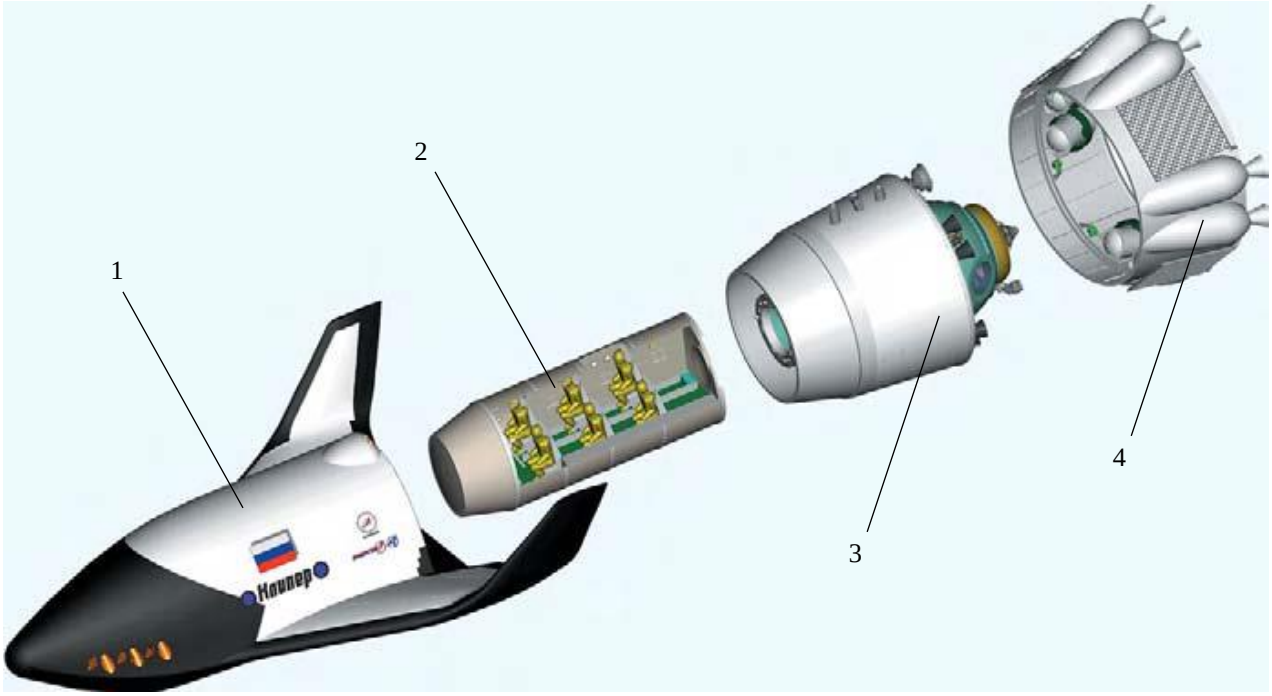


Рис. 1.303. Посадка МКК «Клипер»

Масса ВА – до 9,2 т, масса АБО – до 4,8 т. Масса отсека САС – 3,3 т. МКК способен доставлять на МКС и возвращать на Землю до 500 кг грузов. Длительность полета в составе ОС – до 360 суток. Проектная кратность использования МКК «Клипер» – 60 полетов, срок эксплуатации – 15 лет.

РКК «Энергия» планировала построить четыре МКК «Клипер». При наличии финансирования в необходимом объеме первый полет МКК «Клипер» мог бы состояться в 2011 году.



1 – негерметичный корпус (планер)
2 – модуль кабины
3 – агрегатно-бытовой отсек
4 – отсек системы аварийного спасения

Рис. 1.304. Схема агрегатирования МКК «Клипер»

7.15.2.2. Полностью многоразовый КК «Клипер»

В процессе работы над проектом у разработчиков возникла идея полностью многоразового КК «Клипер». Полную многоразовость удалось достичь за счет отказа от одноразового агрегатно-бытового отсека, расширения функций ДУ САС и совместного использования с межорбитальным буксиром «Паром». Отсек САС был модифицирован для обеспечения возможности стыковок и получил наименование двигательного отсека (ДО). ДО не сбрасывается перед выходом на орбиту, а остается в составе МКК и используется для выдачи тормозного импульса при возвращении с орбиты. Маневрирование МКК при сближении с орбитальной станцией, стыковка и расстыковка с ней должны были производиться с помощью буксира «Паром».

Масса МКК в этом варианте – 12,5 т, в т.ч. масса ВА – 9,2 т, масса ДО – 3,3 т. Для выведения на орбиту полностью многоразового КК «Клипер» предполагалось использовать РН «Союз-2-3».

7.15.2.3. Межорбитальный буксир «Паром»

В 2005-2006 годах РКК «Энергия» разработала проект межорбитального буксира «Паром», который должен был заменить ТКГ «Прогресс», а также стать частью многофункциональной космической транспортной системы «Клипер».

Буксир представляет собой КА, снабженный ДУ многократного включения, значительным запасом топлива, системой сближения и стыковки с МКС и другими космическими объектами. По торцам КА имеет два активных стыковочных узла, соединенных внутренним герметичным проходом.

В транспортную систему кроме буксира, входят также одноразовые грузовые контейнеры, которые имеют пассивный стыковочный узел и двигатели ориентации. Конструкция контейнера может варьироваться в зависимости от возлагаемых задач. В частности, базовая конструкция контейнера включает как герметичный объем, так и негерметичные отсеки для размещения топливных баков и других грузов, не требующих герметичности. Грузовые контейнеры должны выводиться на орбиту ракетами-носителями «Союз» и «Протон». Масса груза, доставляемого в таком контейнере, составляет от 4,0 до 13,0 т.

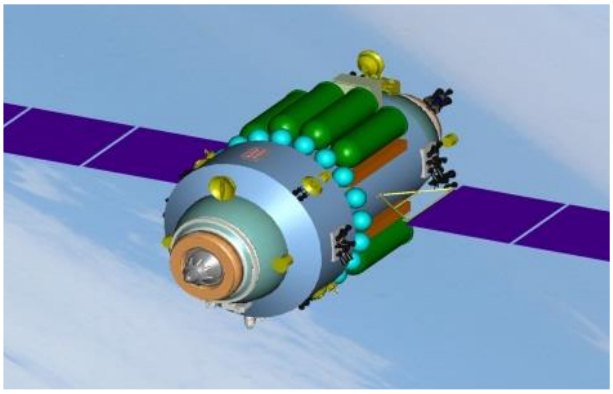


Рис. 1.305. Межорбитальный буксир «Паром»

Буксир «Паром», находящийся в свободном полете или в пристыкованном к орбитальной станции состоянии, сближается с контейнером, стыкуется с ним и переводит контейнер на траекторию сближения к ОС. Приблизившись к станции, «Паром» вторым стыковочным узлом стыкуется к ней. Экипаж орбитальной станции через внутренний проход буксира получает доступ к герметичному отсеку грузового контейнера, а системы буксира обеспечивают возможность перекачки доставленного топлива в баки ОС. После разгрузки контейнера буксир отстыковывается от станции и переводит контейнер на траекторию падения в выбранный район океана. Сам буксир после этого выходит на орбиту сближения с очередным контейнером.

Рис. 1.306. Буксир «Паром» с грузовым контейнером

Кроме контейнеров, грузом для буксира «Паром» могут являться различные негерметичные платформы с крупногабаритной аппаратурой, модули орбитальных станций, а также МКК «Клипер».

Дозаправка систем буксира производится также от емкостей грузовых контейнеров. Обслуживание и ремонт оборудования буксира производится экипажем орбитальной станции в периоды совместного полета.

Стартовая масса буксира «Паром» до 12,5 т, в т.ч. масса конструкции 5,99 т. Длина по корпусу – 6,55 м, максимальный диаметр – 3,2 м. Объем герметичного отсека – 26 м^3.

Буксир должен выводиться на орбиту высотой 200 км и наклонением 51,6º-73º с помощью РН «Союз-2-3». Полетный ресурс – 15 лет, количество орбитальных переходов – 60. Буксир имеет возможность пребывания в автономном полете до 180 суток.

7.15.2.4. Российско-европейский МКК «Клипер»

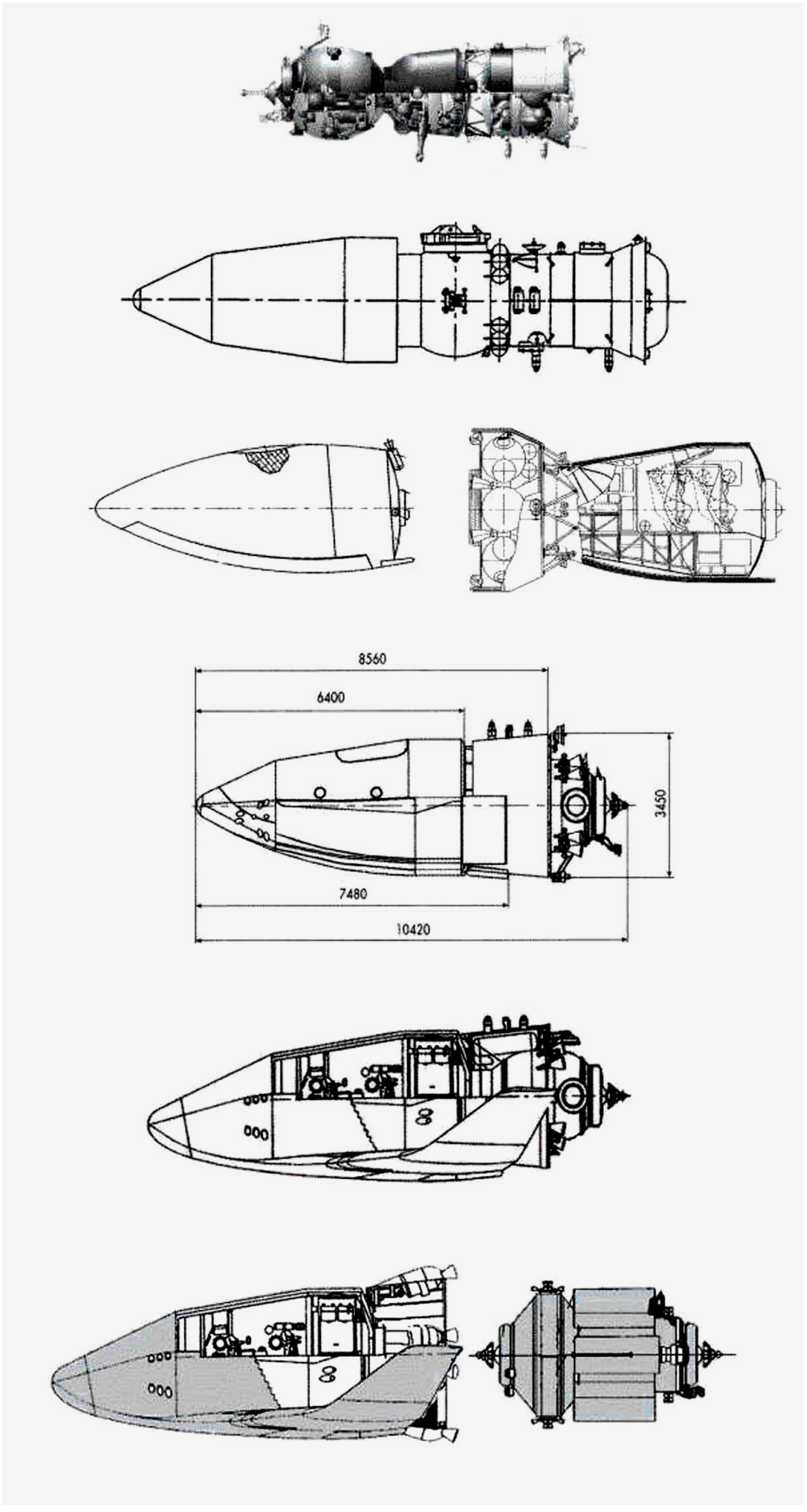
В 2004 году Федеральное космическое агентство России предложило ESA участвовать в разработке МКК «Клипер», при этом было заявлено, что совместно разработанный МКК сможет стартовать не только с российского космодрома Байконур с помощью РН «Зенит», но и с космодрома Куру, принадлежащего Франции, с помощью РН Arian V.

В результате двухлетних переговоров и обсуждений, в декабре 2005 года ESA отклонило это предложение, мотивируя отказ высоким риском проекта и дороговизной создания МКК с несущим корпусом.

Косвенно этот отказ послужил дополнительной причиной закрытия проекта «Клипер», т.к. ФКА рассчитывало получить от ESA дополнительные средства на разработку МКК «Клипер».

На этом все работы по проекту МКК «Клипер» были прекращены.

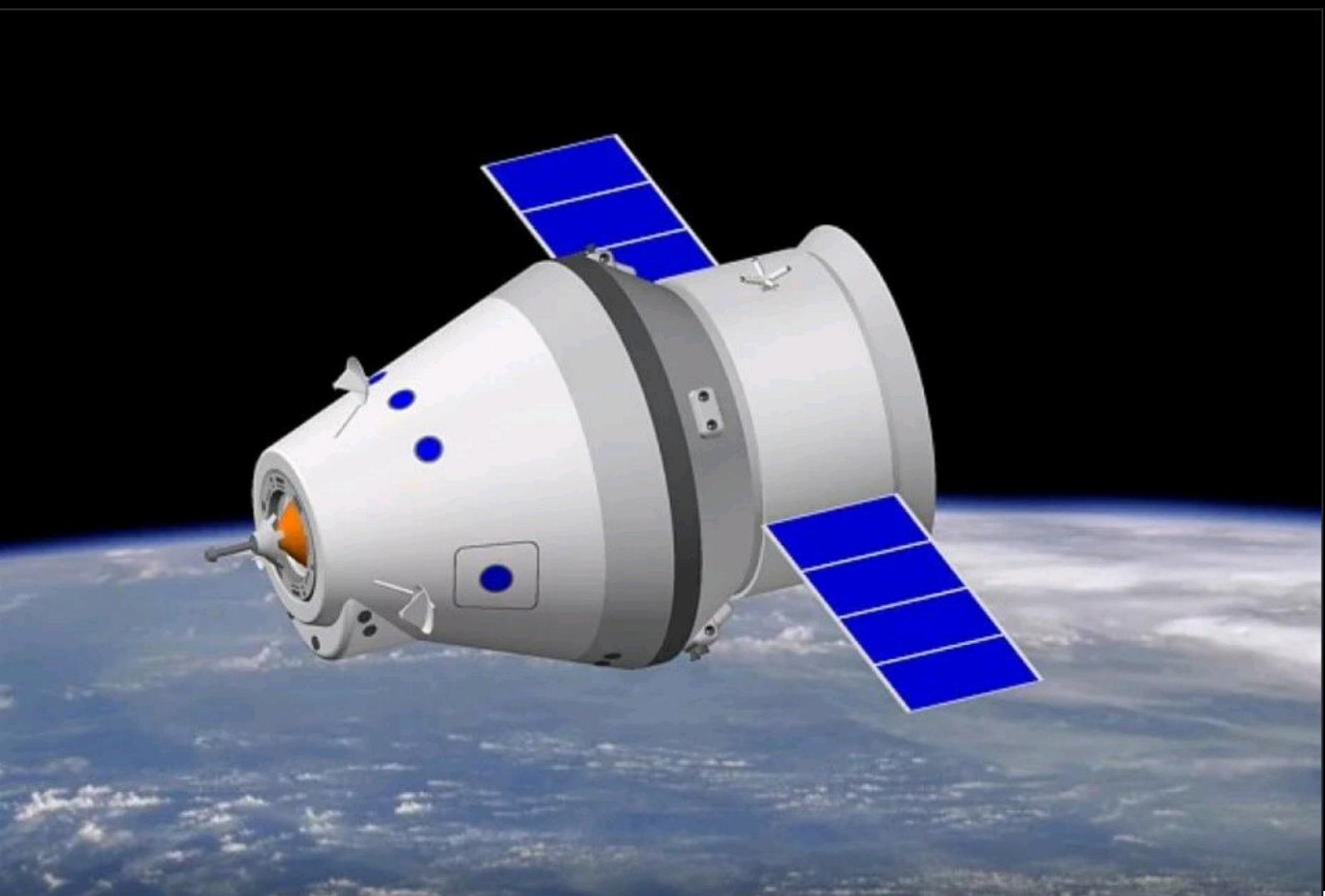
7.15.3. Эволюция проекта МКК «Клипер»



1. КК «Союз»
2. ТПКА
3. МКК (патент RU 2220077)
4. МКК «Клипер» (проект 2004 г.)
5. МКК «Клипер» (крылатый вариант)
6. МКК «Клипер» (с буксиром «Паром»)

Рис. 1.307. Эволюция проекта МКК «Клипер»

ГЛАВА 8. ПОИСК ЗАМЕНЫ КК «СОЮЗ» И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПЛАНЫ



8.1. Конкурс 2005 г. на разработку МКК

23 ноября 2005 года Федеральное космическое агентство России объявило конкурс на разработку проекта российского многоразового космического корабля по теме ОКР «Клипер-МКА», результаты которого должны были быть подведены 18 января 2006 года. После указанной даты ФКА сообщило о выдаче участникам конкурса уточненных требований и назначении нового срока определения победителя – июнь 2006 года.

Как позднее стало известно, на конкурс было подано три предложения:

- от РКК «Энергия» – проект «Клипер» (см. п. 7.15);
- от ГКНПЦ им. Хруничева – проект ПТК (см. п. 8.2.1);
- от НПО «Молния» – проект МАКС (см. п. 7.9.4).

В июле 2006 года было объявлено, что в связи с тем, что ни одно из трех предложений не обеспечивает выполнение всех заявленных требований, конкурс приостанавливается. Фактически это означало, что ни одно из поданных предложений реализовываться не будет. В дополнительной информации сообщалось, что разработка многоразового КК переносится на второй этап, а на первом этапе будет проводиться глубокая модернизация КК «Союз», при этом сроки не уточнялись.

8.2. Сравнительный анализ схем МКК

В 2007 году РКК «Энергия» провела сравнительный анализ различных схем многоразового КК. Для сравнения схем были приняты следующие технические требования к МКК:

- экипаж 6 чел. + 500 кг полезного груза (либо 2 чел. + 1 000 кг груза);
- свободный объем на человека – не менее 2 $м^3$;
- длительность автономного полета – 14 суток, в составе ОКС – до 1 года;
- спасение экипажа на старте и на всех этапах полета;
- максимальные перегрузки: при штатном спуске – менее 5g; при нештатном спуске – менее 12g; при срабатывании САС – до 14g;
- обеспечение старта и посадки на территории России;
- точность приземления не хуже 15 км.

Анализировались следующие схемы МКК:

- КК классического типа с 6-местным СА формы «фара» (как у КК «Союз»);
- КК с фюзеляжем «несущий корпус»;
- КК с нескладными крыльями;
- КК со складными крыльями;
- КК с конической формой СА.

В табл. 1.65 приводятся подготовленные РКК «Энергия» данные по схемам сравниваемых МКК.

Табл. 1.65. Сравнение различных вариантов МКК

	СА типа «Фара»	Несущий корпус	Крылатый КК	КК со складными крыльями	СА типа «конус»
Общий вид КК на старте					
Общий вид СА					
Масса КК, т	11,0	16,0	17,0	15,0	12,0
Масса блока довыведения и аварийного спасения (БДАС), т	-	5,5	5,7	5,4	-
Масса ДУ САС, т	3,0	-	-	-	3,0
Орбита, на которую РН выводит МКК	135 х 440 км	130 х -700 км	130 х -700 км	130 х -700 км	135 х 440 км
Орбита после довыведения БДАС	-	440 х 440 км	440 х 440 км	440 х 440 км	-

	СА типа «Фара»	Несущий корпус	Крылатый КК	КК со складными крыльями	СА типа «конус»
Свободный объем на человека, м^3	0,6[1] / 2,0	2,2	2,0	2,0	2,0
Максимальные перегрузки, g:					
– при штатном выведении	4,2	2,5	2,5	2,5	3
– при штатном спуске	5	5	1-2	1-2	3
– при срабатывании САС / БДАС	12	8,5	6,5	8,5	12
Максимальный маневр, км					
– боковой	75	500	1 200	500	180
– продольный	400	6 000	13 000	6 000	600
Система посадки	парашюты	парашюты	на посадочную полосу	на посадочную полосу	парашюты
Точность посадки, км	11	11	0	0	2
Коэффициент многоразовости	~ 0,7	~ 0,8	до 1,0	до 1,0	~ 0,75
Количество витков в сутки, с которых обеспечивается посадка в России	1-2	3-4	9	7	7-8

[1] Объем в СА.

8.2.1. Проект ПТК

В конце 2005 года Федеральным космическим агенством России был объявлен конкурс по созданию российского многоразового КК. ГКНПЦ им. Хруничева представил на конкурс проект пилотируемого транспортного корабля (ПТК). Проект ПТК базировался на конструкции ВА 11Ф74.

Конструктивной особенностью проекта ПТК является размещение люка-лаза в теплозащитном экране возвращаемого аппарата. Это обеспечивает экипажу доступ к люку-лазу, проходящему через приборно-агрегатный отсек к стыковочному узлу и позволяет увеличить объем обитаемых отсеков за счет установки дополнительного обитаемого модуля. С дополнительным модулем ПТК способен выполнять автономные полеты длительностью до 30 суток.

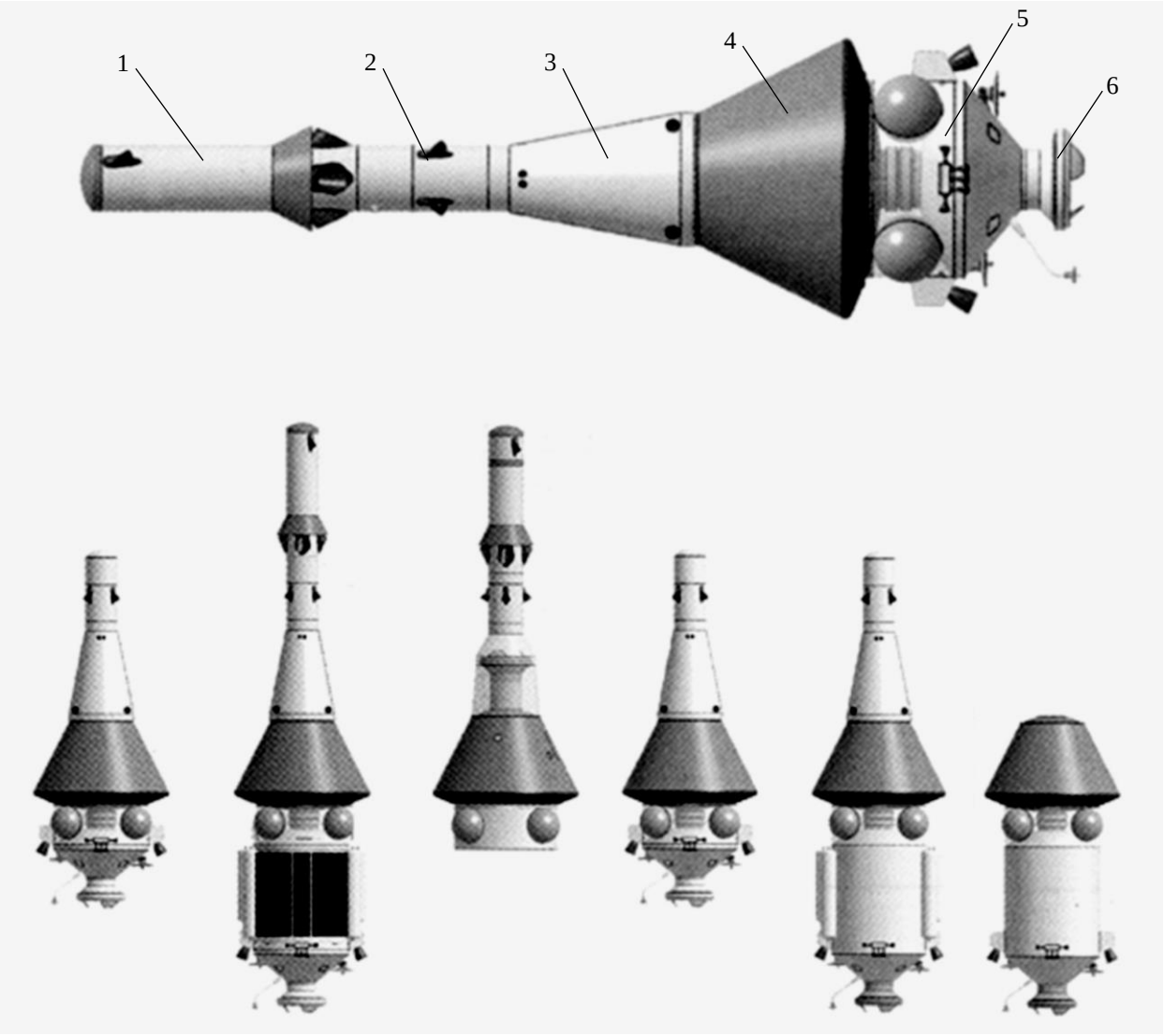
Расположение переходного люка в теплозащитном экране было отработано в беспилотных запусках ВА 11Ф74. Авторы проекта предложили использовать ПТК также и для полетов к Луне (а в перспективе – и в межпланетных полетах). ВА имеет аэродинамическое качество 0,4 на гиперзвуковых скоростях, что позволяет управлять спуском и снижать перегрузки до 4-5g при сходе с орбиты ИСЗ и до 7-8g при возвращении со 2-й космической скоростью.

Путем минимальных доработок на основе пилотируемого транспортного корабля могут быть созданы легкие (14 500 кг) и тяжелые (до 24 000 кг) пилотируемые и беспилотные модификации для решения других частных задач. Для беспилотных вариантов корабля РДТТ САС не устанавливается.

Выводить на орбиту ПТК и его модификации предполагалось с помощью РН «Ангара-3П» (для беспилотных модификаций КК – РН «Ангара-3») и «Ангара-5» (тяжелые варианты ПТК).

Всего было проработано 7 модификаций пилотируемого транспортного корабля (ПТК), включая базовую конфигурацию:

- базовый вариант;
- корабль-спасатель. КК запускается без экипажа, поэтому РДТТ САС не устанавливается, что дает возможность увеличить возможности маневрирования за счет заправки большего количества топлива;
- ПТК для длительного автономного полета. КК оборудуется дополнительным отсеком с оборудованием и запасами СЖО;
- ПТК для использования в программах освоения «дальнего» космоса (полеты к Луне и межпланетные экспедиции);
- беспилотный легкий грузовой корабль. Эта модификация получается заменой кресел и агрегатов СЖО на груз, доставляемый на ОКС;
- беспилотный тяжелый грузовой корабль. Для размещения дополнительных объемов груза добавляется грузовой отсек;
- беспилотный многофункциональный модульный корабль. В этом варианте в качестве дополнительного отсека устанавливается модуль, который доставляется к ОКС и остается в ее составе. ВА в этом случае не имеет ТДУ и является вторым дополнительным модулем ОКС.



b) c) d) e) f) g)

1 – РДТТ САС
2 – ТДУ
3 – парашютный отсек
4 – отсек экипажа (ВА)
5 – приборно-агрегатный отсек
6 – стыковочный узел

a – базовый вариант
b – корабль-спасатель
c – ПТК для длительного автономного полета
d – ПТК для программ «дальнего» космоса
e – беспилотный легкий грузовой корабль
f – беспилотный тяжелый грузовой корабль
g –многофункциональный модульный корабль

Рис. 1.308. Пилотируемый транспортный корабль ПТК

8.3. «Рывок» Муртазина

8.3.1. Проект МКК «Рывок»

В 2016 году заместитель начальника отдела баллистики РКК «Энергия» Рафаил Муртазин опубликовал проект многоразовой космической системы «Рывок», предназначенной для доставки с орбиты ИСЗ к Луне пилотируемых и транспортных КК.

Система состоит из целевого КК и разгонного блока. Запуск КК и РБ производится раздельно, двумя пусками РН серии «Ангара». Пилотируемый целевой КК «Рывок» может быть сначала пристыкован к орбитальной станции, находящейся на орбите ИСЗ, куда экипаж доставляется на КК «Союз». После выведения на орбиту разгонного блока производится стыковка РБ и целевого КК, после чего собранный, таким образом, МКК «Рывок» с помощью РБ переводится на траекторию полета к Луне. Разгонный блок, разрабатываемый на базе блока «ДМ», служит также для торможения при выходе на окололунную орбиту и отправки МКК на траекторию возвращения к Земле.

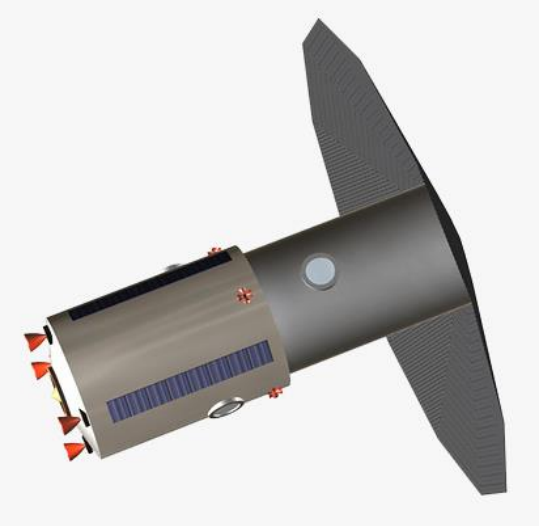


Рис. 1.309. МКК «Рывок»

Масса заправленного МКК «Рывок» без РБ – около 11,4 т, сухая масса – 7 т. Герметичный объем 30 м^3. Время перелета «орбита ИСЗ – орбита ИСЛ» – 5 суток. При возвращении МКК «Рывок» тормозится в атмосфере Земли с помощью раскрываемого тормозного устройства площадью 55 м^2.

Проект МКК «Рывок» остался на уровне публикации технической идеи.

8.3.2. Проект «Рывок-2»

В начале 2020 года Рафаил Муртазин опубликовал проект «Рывок-2». В этом проекте предлагается осуществлять пилотируемые экспедиции на Луну с пмощью трех дозаправок МКК в космосе: на околоземной орбите, на поверхности Луны и на окололунной орбите. Во все эти три пункта дозаправки предварительно должны быть доставлены заправочные модули. Посадку на Луну и последующий взлет должен осуществлять непосредственно МКК. Запуск МКК должен производиться РН «Ангара-А5».

8.4. Концепция развития ПК (РКК «Энергия», 2006 год)

В 2006 году была опубликована разработанная в РКК «Энергия» «Концепция программы развития пилотируемой космонавтики России на период 2006-2030 г.г.». Очевидно, что руководство РКК, разочарованное провалом проекта МКК «Клипер» на конкурсе ФКА и отказом ESA от участия в проекте МКК «Клипер», объявленным в декабре 2005 года, решило сделать PR-акцию для привлечения внимания общественности и правительства.

В соответствии с «Концепцией» предлагалось четыре этапа развития российской пилотируемой космонавтики:

Этап I. Создание многоразовой транспортной космической системы «Клипер».
Этап II. Промышленное освоение околоземного пространства.
Этап III. Осуществление лунной программы.
Этап IV. Осуществление пилотируемых экспедиций на Марс.

8.4.1. Этап I. МТКС «Клипер»

Создание многоразовой транспортной космической системы «Клипер», в свою очередь, должно осуществляться поэтапно.

На первом этапе должна быть произведена глубокая модификация КК «Союз». В первую очередь, должен быть обновлен весь комплекс бортового радиоэлектронного обрудования, что должно обеспечить значительный выигрыш в массе. КК должен быть разработан в двух вариантах: орбитальный и лунный. Лунный вариант должен отличаться системой навигации и управления, а также усиленной теплозащитой.

На втором этапе должен быть создан орбитальный буксир «Паром», который заменит ТКГ «Прогресс», и только на третьем этапе планировалось создать МКК «Клипер».

Описания проектов МКК «Клипер» и ОБ «Паром» приведены в п. 7.15.

8.4.2. Этап II. Освоение околоземного пространства

Стратегия промышленного освоения околоземного космического пространства, изложенная в «Концепции», основывалась на использовании МКС для решения следующих задач:

- международный космический порт;
- фундаментальные научные исследования и эксперименты;
- отработка новых космических технологий в интересах промышленности и экономики Земли;
- отработка длительных пилотируемых межпланетных полетов;
- сборка межорбитальных комплексов для полетов к Луне и их обслуживание.

Для реализации этих планов планировалось выполнить дальнейшее наращивание российского сегмента МКС, в первую очередь, для размещения значительного количества научной и технологической аппаратуры. Обслуживание российского сегмента планировалось постепенно перевести на МКК «Клипер» и орбитальный буксир «Паром».

8.4.3. Этап III. Лунная программа

В «Концепции» была предложена развернутая программа освоения Луны со следующими целями:

- добыча полезных ископаемых, включая гелий-3, для удовлетворения энергетических потребностей Земли;
- перенос «вредных» производств с Земли на Луну и создание производств, требующих малой гравитации;
- создание на поверхности Луны энергетической системы на лунных ресурсах;
- создание средств производства топлива для обеспечения межпланетных перелетов;
- астрофизические исследования с поверхности Луны.

К решению столь глобальных задач предлагалось переходить поэтапно.

Первый этап предусматривал подготовку и осуществление первой пилотируемой экспедиции на Луну с использованием существующих ракетно-космических систем. Предложенный план включал следующие полеты:

1. Облет Луны по двухпусковой схеме. Первым пуском РН «Союз» на орбиту ИСЗ выводится лунный КК «Союз». Возможно, КК пристыковывается к МКС в ожидании второго пуска. Вторым пуском на орбиту выводится РБ «ДМ» с присоединенным орбитальным отсеком КК «Союз» и пассивным стыковочным узлом. Разгонный блок «ДМ» переводит КК «Союз» с двумя орбитальными отсеками на траекторию облета Луны. Экипаж возвращается на Землю в спускаемом аппарате КК «Союз». Предполагалось выполнить полет по описанной схеме в 2011-2012 г.г.
2. Полет к Луне с выходом на окололунную орбиту. Сначала на орбиту ИСЗ двумя пусками РН «Протон» выводятся два РБ «ДМ», которые стыкуются между собой. Затем двумя пусками РН «Союз» выводятся РБ «Фрегат» и КК «Союз». На орбите ИСЗ выполняется сборка комплекса, после чего первый блок «ДМ» переводит сборку на траекторию полета к Луне. Второй блок «ДМ» обеспечивает торможение и переход на орбиту спутника Луны. После выполнения программы полета по орбите ИСЛ включается ДУ блока «Фрегат», переводящая КК «Союз» на траекторию возвращения на Землю. Такой полет мог быть возможен в 2013 году.
3. Полет к Луне с отработкой операции высадки. По данной схеме необходимо произвести семь запусков РН. Сначала тремя пусками РН «Протон» на орбиту ИСЗ выводятся два блока «ДМ» и лунный двухступенчатый взлетно-посадочный корабль (ВПК). Все три КА состыковываются в единый комплекс, который с помощью первого блока «ДМ» направляется к Луне. Второй блок «ДМ» переводит ВПК на окололунную орбиту. Далее производится еще четыре пуска, и на орбиту ИСЗ выводятся два РБ «ДМ», один РБ «Фрегат» и КК «Союз» с экипажем из трех человек. После сборки четырех КА в комплекс, КК «Союз» доставляется на орбиту ИСЛ по схеме полета 2. На окололунной орбите КК «Союз» с РБ «Фрегат» сближается и стыкуется с ВПК. Затем ВПК отстыковывается и выполняет посадку на Луну в автоматическом режиме. Взлетная ступень ВПК стартует, сближается и стыкуется с КК «Союз», после чего отбрасывается. КК «Союз» с помощью РБ «Фрегат» переводится на траекторию возвращения на Землю. Такой полет планировалось выполнить в 2014 году.
4. Полет с высадкой двух человек на Луну. Полет выполняется по схеме полета 3, но с переходом двух космонавтов в ВПК и посадкой на Луну. Экспедиция на Луну могла бы быть осуществлена в 2015 году.

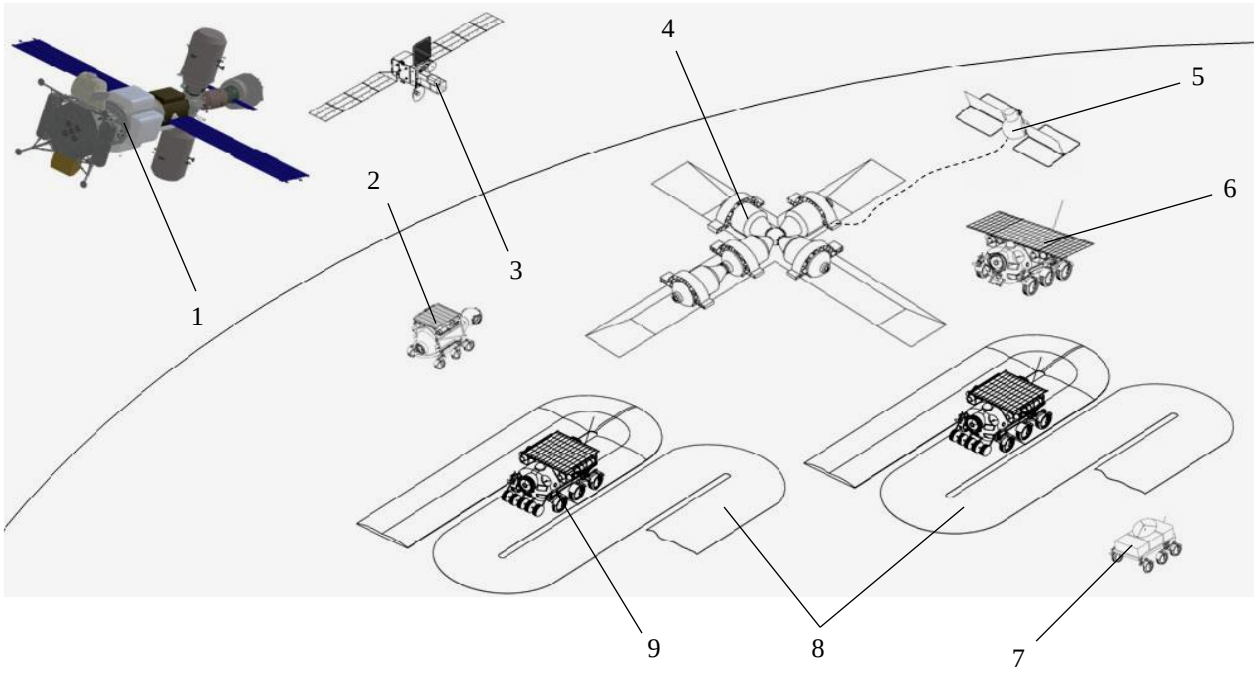
Второй этап лунной программы предусматривал создание постоянно действующей многоразовой транспортной системы «Земля–Луна–Земля». В состав системы должны входить:

- многоразовый межорбитальный пилотируемый корабль на базе МКК «Клипер»;
- многоразовый межорбитальный буксир с ЖРД – для транспортировки ММПК и грузовых контейнеров;
- многоразовый межорбитальный буксир с электрореактивной двигательной установкой и крупногабаритными солнечными батареями – для «медленной» транспортировки больших грузов.
- постоянная лунная орбитальная станция (ЛОС);
- лунный взлетно-посадочный модуль, обеспечивающий транспортировку космонавтов и грузов между ЛОС и поверхностью Луны.

К осуществлению второго этапа предполагалось перейти после 2015 года.

Третий этап (после 2020 г.) предполагал создание постоянной базы на Луне с целью начала промышленного освоения естественного спутника Земли.

Концепция не была утверждена РКА и, соответственно, не финансировалась и не реализовывалась.



1 – лунная орбитальная станция
2 – транспортный луноход
3 – исследовательский ИСЛ
4 – лунная база
5 – ядерная энергетическая установка
6 – пилотируемый луноход
7 – луноход-лаборатория
8 – зона переработки грунта
9 – добывающий агрегат

Рис. 1.310. Постоянная лунная база (проект РКК «Энергия» 2006 года)

8.4.4. Этап IV. Пилотируемые экспедиции на Марс

Несмотря на то, что в РКК «Энергия» проекты марсианских кораблей разрабатывались еще начиная с 1960-х годов (в ОКБ-1), о практической реализации этих проектов говорить было по-прежнему преждевременно. Сознавая это, руководство РКК вопрос о возможных сроках выполнения Этапа IV «Концепции» обошло молчанием. О наиболее позднем известном проекте марсианской экспедиции см. п. 4.3.3.

8.5. Перспективная пилотируемая транспортная система (ППТС)

После отказа ESA от участия в проекте МКК «Клипер» в декабре 2005 года и завершившегося ничем в июне 2006 года внутрироссийского конкурса на разработку многоразового КК, Федеральное космическое агентство РФ продолжило переговоры с ESA о сотрудничестве в создании многоразовой космической системы для полетов к МКС и на орбиту Луны. Стороны договорились о кооперации в создании системы, которая получила название ACTS – Advanced Crew Transportation System (в русском написании ППТС –транспортная перспективная пилотируемая система). Использовалось также обозначение CSTS (Crew Space Transportation System – пилотируемая космическая транспортная система).

В 2006 году ESA в целом одобрило идею модификации российского КК «Союз ТМА» для обеспечения полетов к Луне. Этот проект получил условное наименование «Евро-Союз» (п. 5.4.3).

Тем не менее, обсуждения других вариантов КК ACTS не прекращались в течение 2006-2007 годов.

Осенью 2007 года было объявлено, что ESA и ФКА договорились о совместной разработке ППТС (ACTS), которая обеспечит доступ на околоземную орбиту, снабжение ОКС и полеты к Луне.

В конце 2007 года были согласованы основные технические требования к разрабатываемой системе:

- возвращаемый аппарат (ВА) должен быть многоразовым;
- срок эксплуатации ВА – не менее 15 лет;
- высота рабочих орбит КК – до 500 км, стыковка и расстыковка выполняется на орбитах высотой до 460 км;
- длительность полета КК до стыковки с ОКС не более трех суток, после расстыковки не более двух суток;
- длительность автономного полета КК – до 15 суток;
- длительность полета КК в составе ОКС – не менее 200 суток;
- КК должен иметь возможность совершать полеты к Луне и по окололунной орбите;
- время возвращения КК с любой окололунной орбиты не более пяти суток;
- при околоземных полетах экипаж КК до шести человек, при полетах к Луне – до четырех человек;
- перегрузки при выведении на орбиту не должны превышать 4g, при штатном возвращении – не более 3g;
- спасение экипажа при аварийных ситуациях должно быть обеспечено на всех участках полета;
- основной вариант посадки – на сушу, но должна быть обеспечена безопасная посадка на воду;
- КК должен совершать штатную посадку на территории России с точностью до 15 км;
- первый беспилотный полет должен состояться в 2015 году, первый пилотируемый – в 2018 году (с космодрома Восточный).

В 2008 году совместная российско-европейская рабочая группа представила эскизный проект ППК (перспективного пилотируемого корабля; ACV – Advanced Crew Vehicle), являющегося ключевым звеном системы ППТС (CSTS).

Разработанный проект предусматривал создание двух вариантов КК:

- для околоземных полетов;
- для полетов к Луне.

8.5.1. ППК для полетов к ОКС

Согласно проекту, ППК должен был состоять из двух модулей: многоразового возвращаемого аппарата (ВА) и одноразового служебного модуля (СМ). ВА должен был разрабатываться российской стороной, СМ – европейскими компаниями.

ВА, имеющий коническую форму, конструктивно делится на два отсека: командный (КО) и агрегатный (АО).

В верхней части ВА установлен активный стыковочный узел. В боковой части корпуса имеется посадочный люк с иллюминатором диаметром 220-400 мм. Около сферического днища размещаются шесть кресел экипажа – двумя группами по три кресла.

В агрегатном отсеке размещены твердотопливные двигателя мягкой посадки и баки с топливом для двигателей управления ориентацией при спуске. В нижней части корпуса находятся четыре выдвижные посадочные опоры. Посадка ВА производится вертикально на реактивных двигателях.

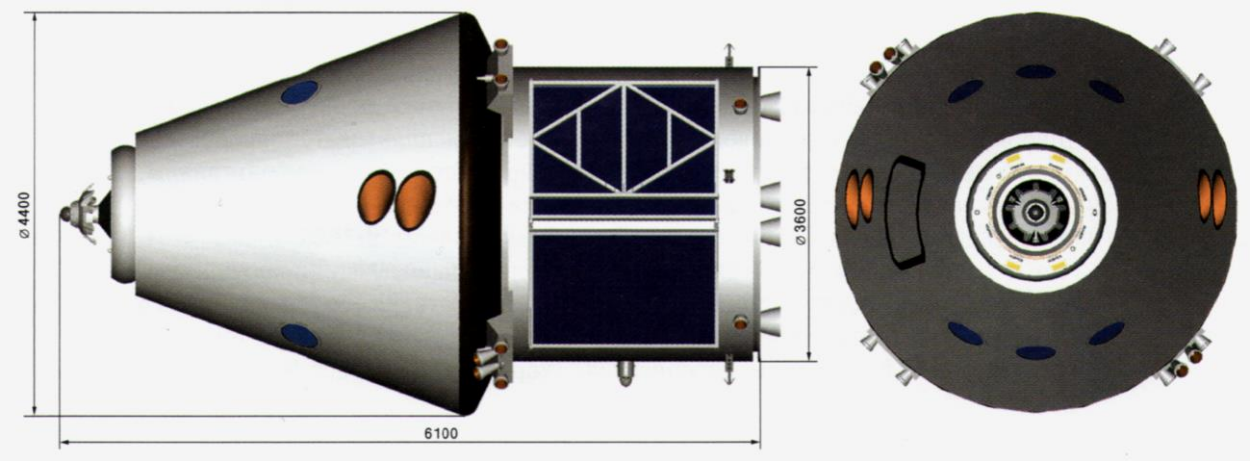


Рис. 1.311. Перспективный пилотируемый корабль (2007 г.)

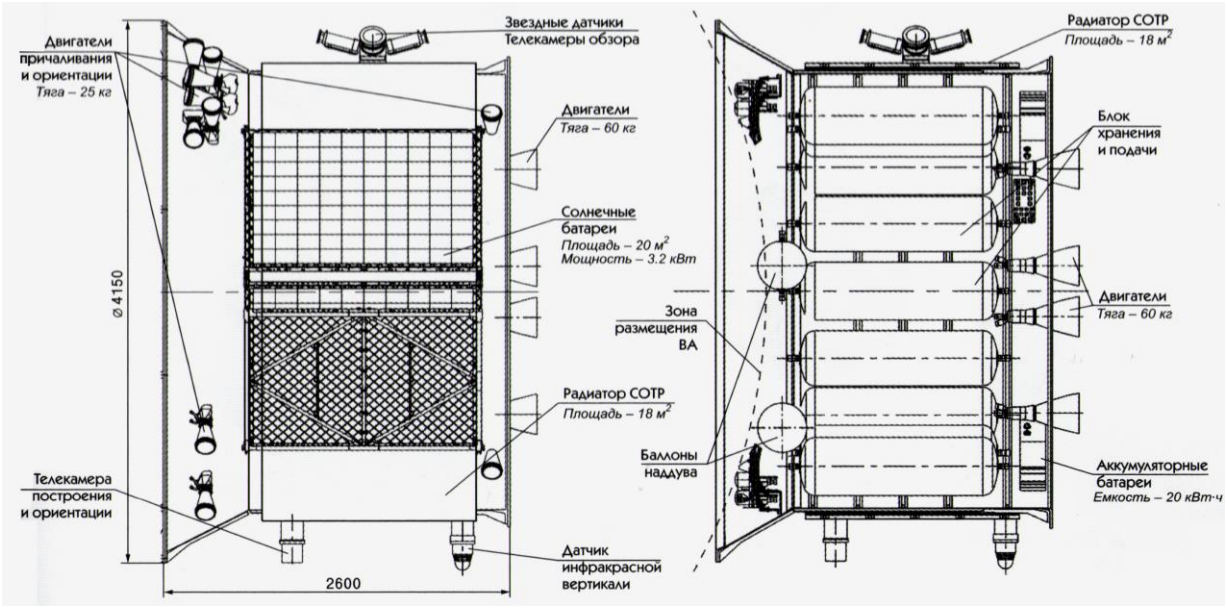


Рис. 1.312. Компоновка СМ ППК

Максимальный диаметр ВА – 4,4 м, высота по корпусу – 3,9 м. Объем ВА – 29 м^3, свободный объем на одного человека – 1,5 м^3. Объем, предназначенный для размещения доставляемых грузов – 1,8 м^3, масса груза до 500 кг.

Служебный модуль имеет цилиндрическую форму с коническим переходником для крепления к ВА. Диаметр СМ – 3,6 м, длина – 2,6 м. Снаружи оболочки СМ монтируются четыре раскрываемые

панели солнечных батарей общей площадью 22 м^2. На корпус СМ установлены двигатели причаливания и ориентации тягой по 25 кгс. Компоненты топлива – спирт и газообразный кислород. Внутри оболочки размещаются топливные баки, аккумуляторы и аппаратура управления двигательной установкой, а также 8 ЖРД тягой по 60 кгс.

Масса ППК – 12 т, в т.ч масса ВА – 7,27 т, масса СМ – 4,23 т.

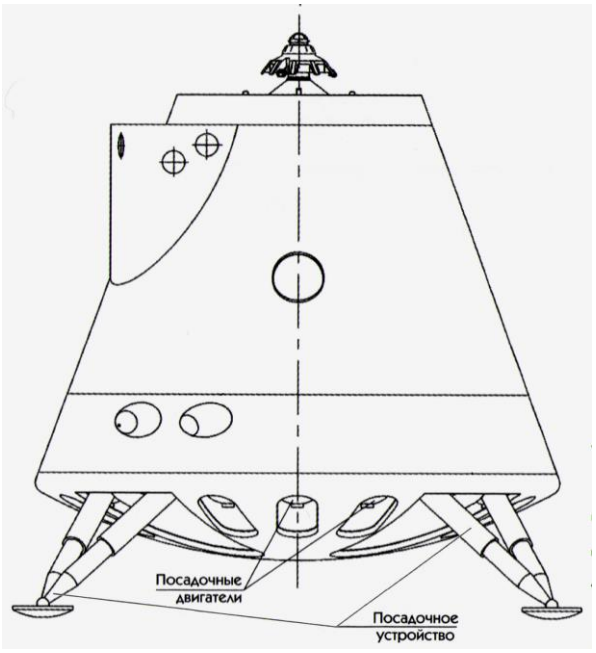


Рис. 1.313. ВА ППК

8.5.2. Лунный ППК

ППК для полетов к Луне является модификацией орбитального ППК, отличающейся, в первую очередь, переработанным служебным модулем. Экипаж корабля – четыре человека, масса доставляемого и возвращаемого груза – не менее 100 кг. Продолжительность полета – до 15 суток.

Для совершения лунной экспедиции должен быть разработан взлетно-посадочный корабль (ВПК), конструкция которого в рамках проекта не рассматривалась. ВПК доставляется на окололунную орбиту запуском отдельной РН и дожидается там прибытия ППК, который выводится на предварительную орбиту ИСЗ вместе с разгонным блоком с помощью тяжелой РН. РБ переводит ППК на траекторию полета к Луне и отбрасывается. ППК с помощью своей ДУ выходит на окололунную орбиту, сближается и стыкуется с ВПК.

Часть экипажа переходит в ВПК и совершает высадку на Луну, затем взлетный модуль ВПК выполняет взлет и стыкуется с ППК на окололунной орбите. После отделения взлетного модуля ППК стартует к Земле. При возвращении на Землю ВА тормозится в атмосфере по траектории двукратного погружения.

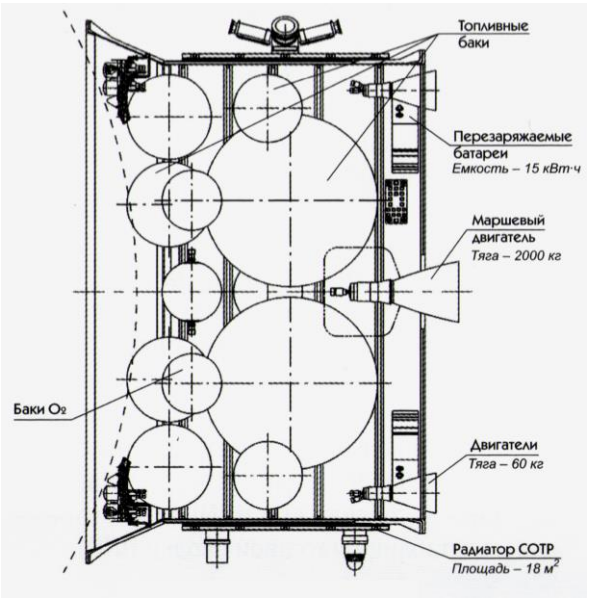


Рис. 1.314. Компоновка СМ лунного ППК

Основные отличия лунного ППК от орбитального:

- изменение численности экипажа;
- обеспечение ресурсов СЖО для 15-суточного полета;
- модифицированные средства навигации и связи;
- доработанное теплозащитное покрытие ВА;
- увеличенный запас топлива;
- установка в СМ маршевого ЖРД тягой 2 тс;
- компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ.

Масса лунного ППК – 16,5 т, в т.ч масса ВА – 8,60 т, масса СМ – 7,80 т.

8.5.3. Завершение сотрудничества по программе ACTS

Уже при разработке проекта ППК появились разногласия между Роскосмосом и ESA в части распределения ролей в программе ACTS.

По мнению руководства ESA, Российская сторона основную часть работ по разработке, изготовлению и запуску ППК пыталась взять на себя, в то время как Европе оставалось только финансирование этих работ, что не устраивало ESA. В частности, Российская сторона настояла на отказе от использования в ППК готового служебного модуля от ТКГ ATV, как чрезмерно тяжелого и использующего токсичные компоненты топлива.

Кроме того, каждая из сторон хотела бы использовать для вывода на орбиту совместно разработанного КК свою РН: ESA – РН Ariane V, Роскосмос – РН «Зенит-2» или «Ангара». Стороны согласились, что оптимизировать КК под запуск двумя различными РН не удастся.

Дополнительным фактором, способствовавшим закрытию программы ACTS, явилось то, что компания EADS Astrium – ведущий разработчик космических аппаратов в ESA, – в течение ряда лет проводила работы по созданию возвращаемого аппарата, который в соединении со служебным модулем ТКГ ATV должен был стать грузовозвращаемым, а в перспективе – пилотируемым кораблем (программа «ATV Evolution»).

В октябре 2008 года было официально объявлено, что ESA и Россия будут разрабатывать новые пилотируемые системы самостоятельно, хотя это и не исключает сотрудничества и взаимовыгодного обмена в части разработок отдельных систем и агрегатов.

8.6. Конкурс на новый КК

В связи с принятым курсом на самостоятельную разработку ППТС, в феврале 2009 года Федеральное космическое агенство России объявило тендер на проект пилотируемого транспортного корабля нового поколения – ПТК НП, который должен прийти на смену КК «Союз».

Требования, предъявляемые к новому КК, заключались в следующем:

- КК должен иметь возможность совершать полеты как по орбите ИСЗ, так и к Луне;
- экипаж КК при околоземных полетах – до шести человек, при полетах к Луне – до четырех;
- продолжительность автономного полета – до 30 суток (с экипажем четыре человека);
- продолжительность автономного полета в лунном варианте – до 14 суток;
- продолжительность полета в составе ОКС до 365 суток;
- продолжительность полета в составе орбитальной лунной станции – 200 суток;
- возможность доставки на ОКС в беспилотном варианте до 2 т груза;
- КК должен иметь модульную компоновку для возможности оснащения под конкретные задачи, например, для установки шлюзовой камеры и т.д.;
- КК должен обеспечивать возвращение на Землю до 500 кг груза;
- ВА должен иметь кратность применения 10 полетов в течение 15 лет;
- точность посадки ВА не хуже 10 км;
- перегрузки при выведении – не более 4g, при штатном спуске – не более 3g, при спуске с максимальным боковым маневром – не более 5g, при работе САС – не более 7g, при спуске после срабатывания САС – не более 12g;
- базовый космодром для запуска КК – Восточный;
- наклонение рабочих орбит КК – 51,8º, но должна быть предусмотрена возможность выведения КК на околополярные орбиты (наклонение 73,2º);
- все операции по управлению КК должен выполнять один член экипажа со своего рабочего места. Еще два рабочих места должны быть оборудованы так же, но в штатном полете должны использоваться только для контроля;
- эскизный проект КК должен быть готов в 2010 году;
- летные испытания КК должны начаться в 2015 году.

На конкурс были поданы два проекта – от ГКНПЦ им. М.В.Хруничева и от РКК «Энергия» им. С.П.Королева.

8.7. Проект ГКНПЦ им. М.В.Хруничева

8.7.1. Базовый ПТК

ПТК состоит из трех отсеков – возвращаемого аппарата (ВА), дополнительного орбитального модуля (ДОМ) и переходного отсека (ПО). ВА сообщается с внутренним объемом ДОМ через люк в теплозащитном экране диаметром 800 мм и переходной тоннель.

ВА выполнен в виде конуса со сферическим днищем. Угол полураствора конуса – 27º. Наибольший диаметр ВА – 4,1 м. Аэродинамическое качество ВА – 0,4. В носовой части ВА расположен парашютный контейнер. При запуске ВА закрыт обтекателем, к которому крепится ДУ САС. После окончания работы первой ступени обтекатель вместе с ДУ САС сбрасывается.

ПО представляет собой коническую оболочку, соединяющую ВА и ДОМ по наружным диаметрам. По периметру ПО расположены сферические топливные баки. В двух точках переходного отсека установлены ЖРД маршевой двигательной установки (МДУ) типа КРД-79 (С5.79). Топливные компоненты – НДМГ и азотный тетраоксид.

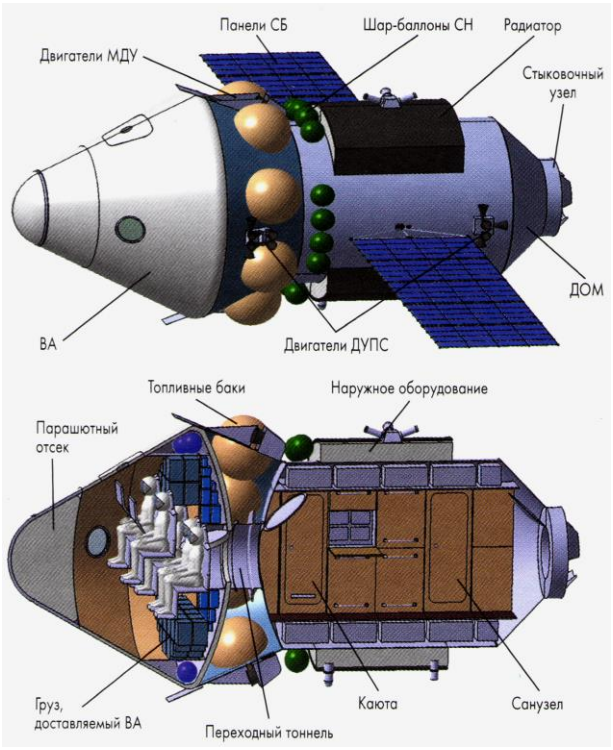


Рис. 1.315. ПТК Центра Хруничева

ДОМ представляет собой герметичный цилиндрический отсек диаметром 2,9 м и длиной 3,5 м. На переднем сферическом днище находится люк, соединяющий ДОМ с ВА (через переходной тоннель), на заднем коническом днище установлен стыковочный узел. На внешней поверхности модуля размещены две поворотные панели солнечных батарей и блоки двигателей управления причаливанием, ориентации и стабилизации (ДУ ПОС). По продольной оси ДОМ проходит «коридор» сечением 1,0 х 2,0 м, по обе стороны от которого расположены каюты для отдыха членов экипажа, санузел, помещение приема пищи и др. Полный герметичный объем ДОМ – около 30 м^3, в том числе объем зоны обитания экипажа – 10,9 м^3. Объем герметичных отсеков (ВА и ДОМ), приходящийся на одного члена экипажа – 4,4 м^3. Часть объема ДОМ используется для размещения контейнеров с грузами и стоек с научным оборудованием.

Количество членов экипажа – шесть человек. Масса ПТК на околоземной орбите – около 20 т, в том числе топливо – до 4,0 т, доставляемый на ОКС груз – до 4,36 т.

На основе базового ПТК были предложены и другие варианты корабля: лунный, сервисный, исследовательский.

8.7.2. ЛПТК – Лунный ПТК

Для полетов к Луне базовый ПТК должен быть модифицирован.

Для выполнения высокоэнергетических маневров ЛПТК оснащается маршевой ДУ, в которую входят основной ЖРД тягой 2 тс и два резервных тягой по 1 тс. МДУ вместе с топливными баками устанавливается в двигательном отсеке (ДО), присоединенном к укороченному отсеку ДОМ. ДУ ПОС включает 24 ЖРД тягой по 40 кгс.

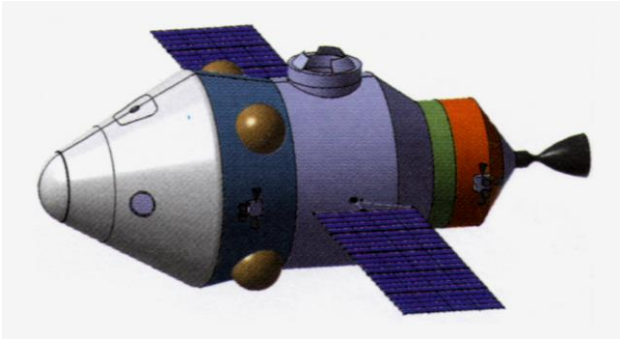


Рис. 1.316. ЛПТК Центра Хруничева

Запас топлива для маршевой ДУ составляет 6,88 т, для ДУ ПОС – 1,21 т.

Стыковочный узел перенесен на боковую поверхность отсека дополнительного орбитального модуля ДОМ. Размеры ДОМ изменены: диаметр увеличен до 3,6 м, а длина уменьшена. Численность экипажа также уменьшена – до четырех человек. Количество доставляемого к Луне и возвращаемого на Землю груза снижено до 100 кг.

Для превращения базового корабля в лунный ПТК необходимо также изменить радиационную защиту, увеличить ресурсы системы жизнеобеспечения, изменить конструкцию теплозащиты ВА, а также доработать систему управления для торможения ВА в атмосфере при входе со 2-й космической скоростью.

Полет к Луне должен происходить по двухпусковой схеме. ЛПТК выводится на низкую орбиту ИСЗ, затем тяжелой РН запускается орбитальный ракетный блок (ОРБ). ЛПТК выполняет стыковку с ОРБ, при этом продольная ось ЛПТК оказывается перпендикулярна направлению полета. ОРБ выходит на траекторию полета к Луне, выводит ЛПТК на круговую окололунную орбиту высотой около 100 км, отделяется от ЛПТК и тормозным импульсом сбрасывается на поверхность Луны.

Работа ЛПТК на орбите ИСЛ выполняется в соответствии с программой – либо автономный полет, либо стыковка с лунной орбитальной станцией (ЛОС) или с посадочно-взлетным лунным кораблем (ПВЛК). После выполнения программы ЛПТК включением маршевой ДУ переводится на траекторию полета к Земле. Перед входом в атмосферу отсеки разделяются, и ВА выполняет управляемый спуск в атмосфере и парашютную посадку.

8.7.3. ДОПОЛНЕНИЯ К ПРОЕКТУ

В ГКНПЦ им. Хруничева рассматривались также и другие составные части как околоземной, так и лунной инфраструктуры, не вошедшие в материалы, представленные на конкурс. В частности, это грузовые орбитальные корабли, грузовые транспортные корабли для доставки грузов на окололунную орбиту, межорбитальные буксиры, грузовые посадочные лунные корабли (ГПЛК), лунная орбитальная станция (ЛОС), лунная база. Краткая информация о двух лунных посадочных кораблях приводится ниже.

8.7.3.1. Посадочно-взлетный лунный корабль

По проекту посадочно-взлетный лунный корабль (ПВЛК) является одноступенчатым, что создает возможности для его перезаправки на окололунной орбите и многократному использованию.

ПВЛК состоит из посадочной платформы, агрегатно-двигательного модуля (АДМ) и отсека экипажа.

Диаметр посадочного четырехопорного шасси – 7,4 м. Высота ПВЛК в основном варианте также 7,4 м, масса – 27,0 т, в т.ч. масса топлива – 19,5 т, сухая масса ПВЛК – 7,16 т. Агрегатно-двигательный модуль оснащен двумя ДУ, основной и резервной, каждая из которых имеет тягу 4 тс. Топливные компоненты – жидкий кислород и жидкий метан. На корпусе АДМ размещены четыре блока ДУ ПОС, объединяющие по четыре ЖРД тягой 40 кгс каждый. ДУ ПОС работают на четырехокиси азота и диметилгидразине.

Рис. 1.317. ПВЛК Центра Хруничева

ПВЛК рассчитан на доставку с орбиты ИСЛ на поверхность Луны экипажа численностью до четырех человек, обеспечение их пребывания

на Луне до шести суток, взлет и стыковку с ЛПТК или ЛОС. На окололунную орбиту ПВЛК должен доставляться межорбитальным буксиром.

Возможен вариант, когда ПВЛК после старта с Земли переводится на траекторию полета к Луне разгонным блоком или последней ступенью РН, а торможение для выхода на окололунную орбиту осуществляет с помощью своей ДУ. В этом случае АДМ должен иметь запас топлива около 31,5 т, а высота ПВЛК увеличивается до 8,4 м в связи с увеличенным объемом топливных баков АДМ. Стартовая масса ПВЛК в этом случае возрастает до 40 т, сухая масса конструкции – до 7,9 т.

8.7.3.2. Грузовой посадочный лунный корабль

В состав грузового посадочного лунного корабля (ГПЛК) входят такие же, как и в ПВЛК, посадочная платформа и агрегатно-двигательный модуль. Вместо отсека экипажа устанавливаются приборный отсек и грузовой контейнер. Вместо грузового контейнера может быть установлен модуль, предназначенный для создания лунной базы.

Рис. 1.318. ГПЛК Центра Хруничева

8.8. Проект РКК «Энергия» им. С.П.Королева

За основу проекта пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения РКК «Энергия» был взят проект ППК (ACV – Advanced Crew Vehicle), разработанный в 2008 году для российско-европейской системы ACTS.

8.8.1. Основной вариант

Основной вариант ПТК предназначается для обслуживания орбитальных станций. ПТК состоит из двух отсеков: возвращаемый аппарат (ВА) и двигательный отсек (ДО).

ВА имеет диаметр 4,4 м и вмещает до шести человек экипажа и до 500 кг груза. ВА оборудуется одноразовой легкосъемной теплозащитой. Посадка ВА выполняется с помощью реактивных двигателей, при этом обеспечивается точность приземления не более 2,5 км от расчетной точки.

В двигательном отсеке размещаются служебные системы и двигательная установка с запасом топлива, в качестве которого будет использоваться экологически чистые компоненты – этиловый спирт и газообразный кислород. Планировалось, что для полетов по околоземной орбите и для полетов к Луне буде использоваться одинаковый ДО, но для околоземных полетов будет выполняться неполная заправка топливных баков.

Проектная масса ПТК составила 23,64 т – при полной заправке (для полетов к Луне), 17 т – для полетов по околоземной орбите. Масса ВА – 10,43 т, масса ДО – 13,21 т (при полной заправке).

Для выведения ПТК на орбиту предлагалось разработать РН СКПГ (среднего класса повышенной грузоподъемности). Стартовать новая РН с ПТК должна будет с космодрома Восточный. Летные испытания РН и нового КК планировалось начать в 2015 году, а первый пилотируемый полет ПТК был намечен на 2018 год.

8.8.2. Модификации ПТК

Были предусмотрены следующие варианты ПТК:

- для полетов к Луне – ПТК-Л (Л – Луна);
- для автономных полетов по орбите ИСЗ – ПТК-З (З – Земля);
- для выполнения ремонта и/или сведения ИСЗ с околоземной орбиты – ПТК-С (С – сервис).

В варианте автономных полетов и ремонтных работ КК может оснащаться дополнительным орбитальным отсеком, который также будеть исполнять роль шлюзовой камеры.

8.9. Второй этап разработки ПТК НП

По результатам первого этапа конкурса для дальнейшей разработки был принят проект, разработанный РКК «Энергия». ГКНПЦ им. Хруничева поручалось создание РН для нового КК.

В ноябре 2010 года Роскосмос объявил о втором этапе работ. До конца 2012 года должен был быть разработан технический проект перспективного транспортного корабля нового поколения (ПТК НП). Заданием на разработку предусматривались две модификации ПТК НП: для автономных околоземных полетов и для обслуживания орбитальных станций. Разработка третьей модификации ПТК НП – для полетов к Луне, – переносилась на более поздний этап.

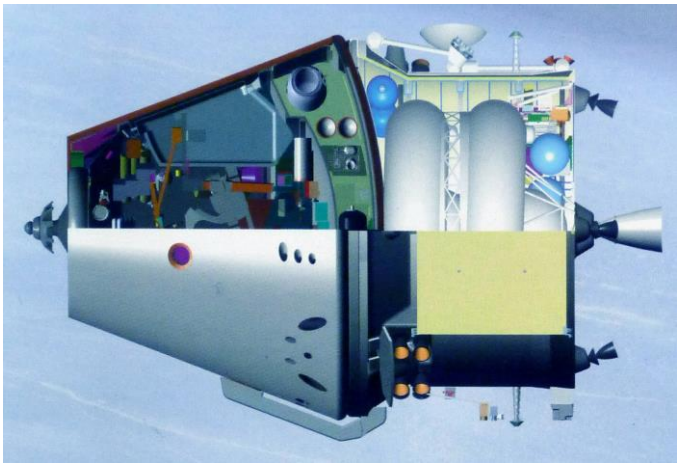


Рис. 1.319. ПТК НП

12 апреля 2012 года Роскосмос объявил, что приоритеты меняются, и основным вариантом будет являться ПТК НП для полетов на окололунную орбиту.

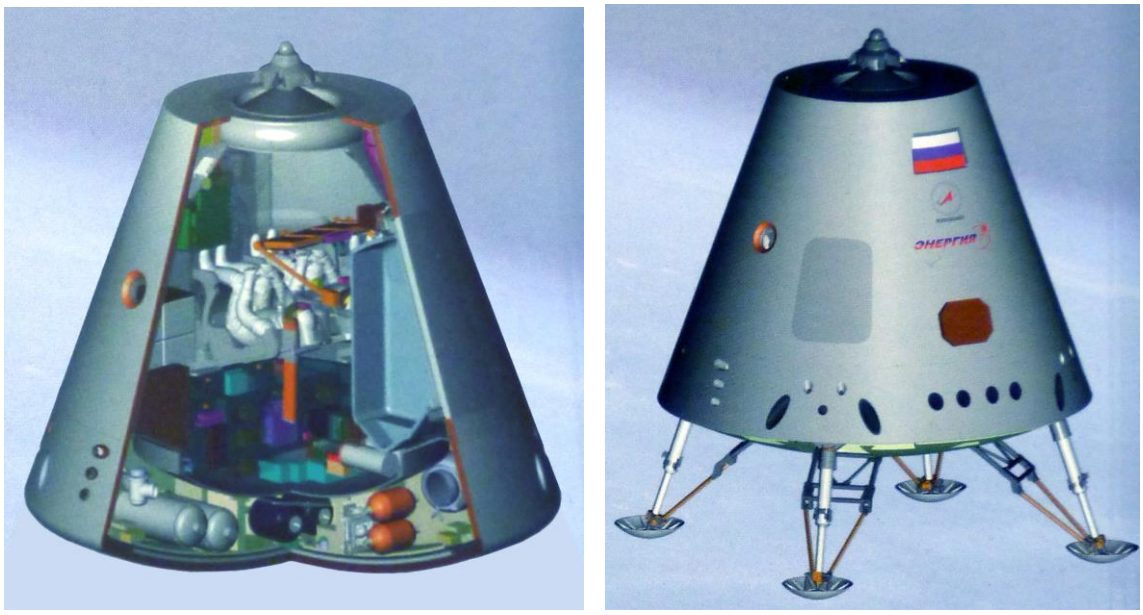
В декабре 2012 года РКК «Энергия» завершила выпуск технического проекта.

Характеристики ПТК НП в основном (лунном) варианте в соответствии с техническим проектом:

Стартовая масса КК	– 20,3 т.
Полная длина КК	– 7,5 м.
Длина корпуса КК	– 6,0 м.
Масса ВА	– 9,1 т.
Масса доставляемых и возвращаемых грузов	– 0,1 т.
Количество членов экипажа	– 4 чел.
Объем кабины экипажа	– 17 м^3.
Время нахождения в составе орбитальной станции	– 180 суток.
Номинальная перегрузка при возвращении	– 3g.
Точность приземления	– 5 км.

Возвращаемый аппарат состоит из командного отсека (КО) и агрегатного отсека (АО). Командный отсек, в свою очередь, делится на негерметичную верхнюю часть и герметичную кабину экипажа. Агрегатный отсек включает сбрасываемый теплозащитный экран, четырехопорное посадочное шасси, двигателя мягкой посадки и служебное оборудование. ВА рассчитан на 10-кратное использование, включая теплозащитный экран, на котором после каждого приземления снимается использованная теплозащита и наносится новая.

Максимальный диаметр ВА – 4,42 м, высота – 3,90 м. Габариты командного отсека: максимальный диаметр 3,80 м, высота – 3,04 м.



а) б)

а – компоновка
б – посадочное состояние

Рис. 1.320. Возвращаемый аппарат ПТК НП

В отличие от первоначального проекта, спуск ВА после аэродинамического торможения должен осуществляться на парашютах. Парашютная система включает три каскада (тормозной парашют, три вытяжных и три основных парашюта). Роль посадочных реактивных двигателей, включаемых на высоте 10 м, сведена к обеспечению управляемой мягкой посадки.

Планируются следующие варианты использования лунного ПТК НП:

- полет экипажа на орбиту Луны и возвращение на Землю;
- доставка сменного экипажа на лунную орбитальную станцию (ЛОС);
- доставка экипажа на окололунную орбиту, стыковка с лунным посадочным кораблем (ЛПК), последующее возвращение лунной экспедиции на Землю.

Сценарий полета к Луне предусматривает использование тяжелого буксира, массой 60-65 т, который будет выводиться на орбиту ИСЗ отдельным запуском тяжелой РН. На околоземной орбите будет выполняться стыковка ПТК НП с буксиром, после чего собранный комплекс будет переведен на траекторию полета к Луне. Длительность перелета к Луне составит 4-5 суток. Перевод на окололунную орбиту также будет выполняться буксиром, который отбрасывается после этого. Маневры на окололунной орбите, в том числе стыковка с ЛОС или ЛПК, а также переход на траекторию возвращения к Земле, будут выполняться с помощью двигательной установки ПТК НП, включающей два ЖРД тягой по 2 тс каждый.

Модификация ПТК НП для полетов к МКС имеет следующие параметры:

Стартовая масса КК	– 14,4 т.
Масса доставляемых и возвращаемых грузов	– 0,5 т.
Количество членов экипажа	– 4 чел.
Объем кабины экипажа	– 17 м^3.
Время нахождения в составе орбитальной станции	– 365 суток.
Номинальная перегрузка при возвращении	– 3 g.
Точность приземления	– 5 км.

Программа летных испытаний корабля ПТК НП предусматривает три беспилотных запуска на околоземную орбиту. Ожидается, что эти запуски будут произведены с космодрома Байконур с помощью РН «Зенит» или «Протон». Последующие запуски будут выполняться с космодрома Восточный. До начала пилотируемых полетов к Луне должны быть выполнены два беспилотных полета ПТК НП к Луне.

В 2011 году планировалось, что первый беспилотный полет нового КК состоится в 2015 году, а первый пилотируемый – в 2018 году. По состоянию на 2013 год сроки были сдвинуты: 2018 год – начало летных испытаний ПТК НП (беспилотные пуски), 2020 год – первый пилотируемый полет.

В 2013 году РКК «Энергия» начала выпуск рабочих чертежей на ПТК НП. Разработка таких компонентов задуманной системы, как ЛОС и ЛПК, была отнесена к неопределенному будущему. Точно так же по состоянию на конец 2013 года не были решены вопросы о ракетах-носителях, которые должны использоваться для выведения на околоземную орбиту ПТК НП, о буксире для обеспечения полетов к Луне, ЛОС и ЛПК. В качестве возможных вариантов назывались такие РН, находившиеся на стадии технических предложений, как «Амур» («Ангара-5П»), «Содружество» и другие.

8.10. МКК «Орел» («Федерация»)

По итогам конкурса, проведенного в 2015 году, ПТК НП получил наименование МКК «Федерация». Предполагалось, что каждый экземпляр многоразового КК будет иметь имя собственное, по одному из субъектов Российской Федерации.

Рис. 1.321. МКК «Орел» (до лета 2019 года – МКК «Федерация»)

В начале 2017 года генеральный директор РКК «Энергия» сообщил, что МКК «Федерация» разрабатывается в двух вариантах – штатный 4-местный и 6-местный для проведения спасательных операций. Также принято решение, что возвращаемый аппарат МКК будет изготавливаться по традиционным технологиям из алюминиевых сплавов. От использования углепластикового корпуса было решено отказаться с целью сокращения сроков создания МКК.

Генеральный конструктор РКК «Энергия» Микрин Е.А. в начале 2018 года сообщил следующие планы полетов МКК «Федерация»:

Этап I, отработка ММ на околоземной орбите:

- 2022 г. – беспилотный запуск на низкую околоземную орбиту;
- 2023 г. – беспилотный полет к МКС;
- 2024-2025 г. – пилотируемый полет к МКС.

Этап II, отработка полетов к Луне:

- 2027 г. – беспилотный полет к окололунной станции DSG;
- 2027 г. – полет к DSG с экипажем.

Этап III, пилотируемая экспедиция на Луну:

- 2028 г. – беспилотный полет МКК на окололунную орбиту для отработки взаимодействия с лунным взлетно-посадочным кораблем (ЛВПК);
- 2029 г. – пилотируемый полет МКК на окололунную орбиту, стыковка с ЛВПК;
- 2030 г. – пилотируемый полет МКК на окололунную орбиту, стыковка с ЛВПК, высадкой части экипажа на Луну.

МКК «Федерация» в варианте для полетов к Луне должен будет иметь следующие характеристики:

Стартовая масса КК	– 20,0 т.
Масса доставляемых и возвращаемых грузов	– 100 кг.
Количество членов экипажа	– 4 чел.
Время нахождения в составе станции	– до 180 суток.
Время нахождения в автономном полете	– до 30 суток.
Максимальная перегрузка при возвращении	– 3 g.
Точность приземления	– 7 км.

Масса МКК в варианте околоземных полетов будет иметь массу 14,6 т, при этом сможет доставлять на МКС (или другую ОКС) грузы массой до 500 кг. Длительность полета МКК в составе ОКС – до 365 суток.

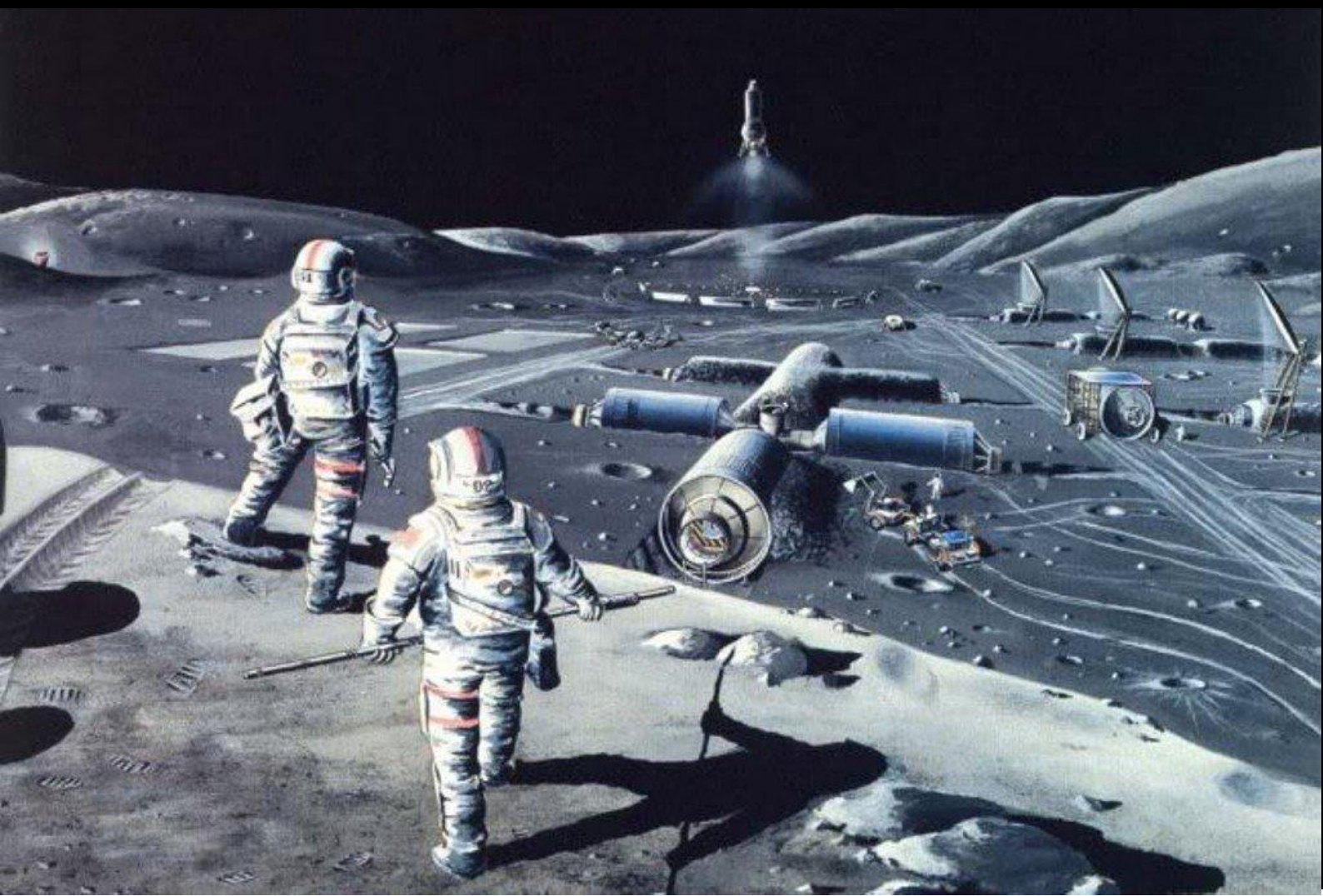
Летом 2019 года Генеральный директор Роскосмоса Дмитрий Рогозин сообщил, что первый МКК «Федерация» будет иметь название «Орел», как первый российский военный парусный корабль, построенный в 1668 году.

В дальнейшем название «Орел» было распространено на все планируемые МКК и полностью вытеснило название «Федерация», которое вообще исчезло из употребления.

В апреле 2020 года появилось сообщение об изменении схемы посадки. По новой версии, ВА корабля «Орел» должен выполнять парашютное торможение с последующим включением реактивных двигателей посадки. Посадочные ЖРД позволят ВА зависать и управлять выбором места приземления, которое должно осуществляться на выпускаемые шасси.

Первый испытательный запуск МКК «Орел» запланирован на 2023 год и будет осуществлен на ракете «Ангара-А5П» с космодрома Восточный. На 2024 год намечается беспилотный, а на 2025 год пилотируемый полет корабля к МКС. В 2028 году планируется осуществить запуск МКК «Орел» в облет Луны с помощью РН «Енисей».

ГЛАВА 9. ЛУННЫЕ ФАНТАЗИИ



9.1. Лунная программа (РКК «Энергия» 2019 г.)

29 января 2019 года в Москве на 43-х Королёвских чтениях Генеральный конструктор РКК «Энергия» Микрин Е.А. изложил основные положения Лунной программы.

Для реализации Лунной программы предложен поэтапный подход.

Первый этап включает:

- исследование Луны с помощью АМС;
- создание транспортного КК для орбитальных и окололунных полетов;
- пилотируемый облет Луны[1];
- создание окололунной посещаемой станции.

Второй этап:

- отработка лунных посадочных КА;
- пилотируемые экспедиции на Луну;
- доставка на Луну первых элементов лунной базы.

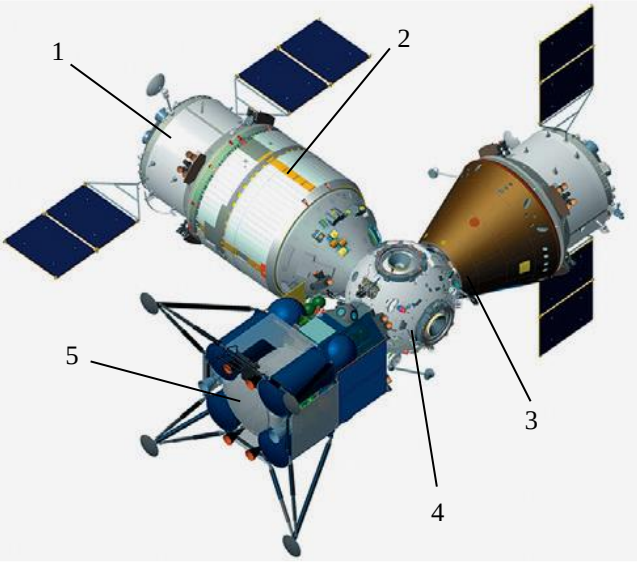
На третьем этапе предполагается развертывание и эксплуатация лунной базы в посещаемом режиме.

Программа предусматривает разработку и создание окололунной станции, лунного взлетно-посадочного корабля и, в финале, – лунной базы. Предполагается, что транспортный КК создается независимо от лунной программы, как модификация орбитального транспортного корабля.

9.1.1. Окололунная станция

Базовый блок окололунной станции (ОЛС) может быть создан из уже разработанных отсеков – научно-энергетический и узловой модули МКС, а также приборно-агрегатный отсек от МКК «Федерация»[2].

Базовый модуль должен использоваться не только для пребывания космонавтов на окололунной орбите, но и как пересадочный пункт для экспедиций на поверхность Луны с использованием лунного взлетно-посадочного корабля.



1 – приборно-агрегатный отсек
2 – научно-энергетический модуль
3 – транспортный КК «Федерация»
4 – узловой модуль
5 – лунный взлетно-посадочный КК

Рис. 1.322. Окололунная станция

9.1.2. Лунный взлетно-посадочный корабль

Лунный взлетно-посадочный корабль (ЛВПК) должен состоять из двух ступеней – унифицированной посадочной и пилотируемой взлетной. Максимальный поперечный размер (без учета посадочных шасси) – 5,5 м, высота – 11 м.

ЛВПК запускается к Луне без экипажа и выполняет автоматическую стыковку с ОЛС. Экипаж лунной экспедиции прибывает к Луне в транспортном КК и также пристыковывается к узловому ОЛС. Часть экипажа переходит в ЛВПК и совершает посадку на Луну. После завершения работы на поверхности Луны экипаж во взлетной ступени ЛВПК стартует с Луны, выполняет сближение и стыковку с ОЛС, после чего экипаж в полном составе в транспортном КК возвращается на Землю.

[1] Возможно, пилотируемым КК «Союз ЛВ» (см. п. 5.4.4).

[2] МКК «Федерация» в 2019 году переименован в МКК «Орел».

На начальном этапе создания масса ЛВПК должна составлять – 20 т, экипаж будет состоять из двух человек. Корабль сможет доставлять на поверхность Луны до 100 кг полезного груза и будет обеспечивать для экипажа возможность пребывания на Луне до трех суток, при этом экипаж сможет выполнить четыре человеко-выхода на поверхность Луны.

В дальнейшем экипаж будет увеличен до четырех человек, а время пребывания на Луне – до 14 суток с возможностью до 21 человеко-выхода. Масса доставляемого груза возрастет до 625 кг, а полная масса ЛВПК – до 27 т.

ЛВПК сможет находиться на окололунной орбите в автоматическом режиме (до прибытия экипажа и начала подготовки к высадке) до 190 суток.

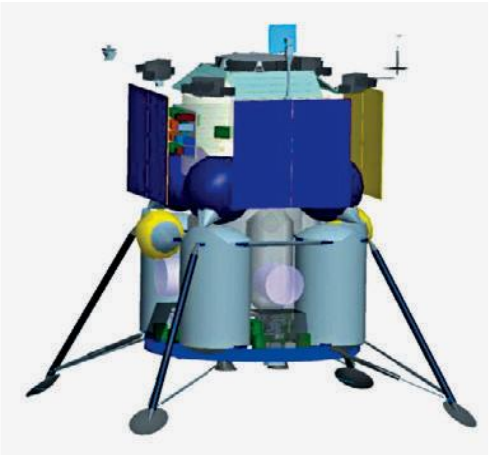
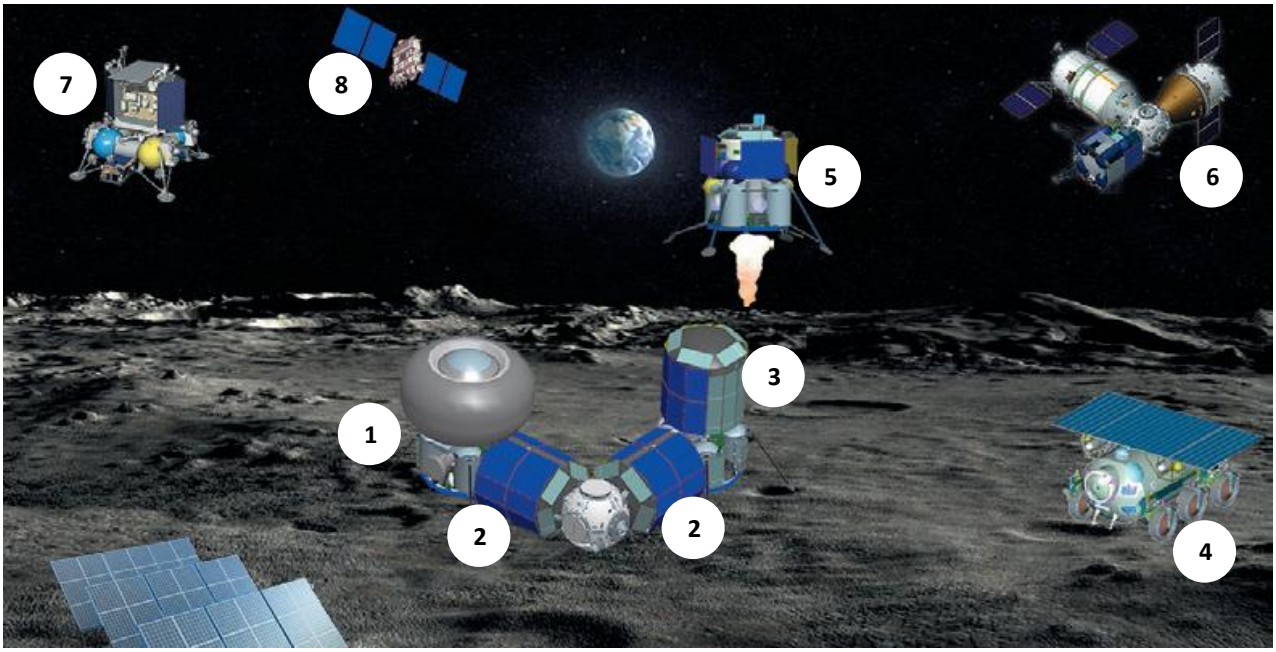


Рис. 1.323. ЛВПК

9.1.3. Проект лунной базы РКК «Энергия»



1 – базовый модуль
2 – лабораторные модули
3 – энергетический модуль
4 – луноход с экипажем
5 – посадочно-взлетный корабль
6 – окололунная станция
7 – АМС
8 – навигационно-связной КА

Рис. 1.324. Лунная база (проект РКК «Энергия» 2018 г.)

9.2. Проект лунной базы «Patron Moon»

В 2019 году появилась информация, что российская корпорация «Стратегические пункты управления» (предприятие Роскосмоса) разрабатывает проект лунной базы, на которой смогут жить 50 человек, места на ней предлагается сдавать в аренду, чтобы окупить за год. Базе было присвоено типично русское название «Patron Moon».

База представляет собой заглубляемое в грунт сооружение, внутри которого имеются универсальный стыковочный люк, многофункциональные буры, три выдвижных цилиндра с отсеками для проживания людей и стволопроходческая буровая установка на конце. Энергообеспечение базы осуществляется небольшой атомной электростанцией.

Разработка и создание лунной базы с мини-АЭС оценивается предприятием в 462 миллиона долларов. Ее предлагается отправить на Луну в 2028 году на ракете-носителе сверхтяжелого класса

«Енисей». После прилунения база заглубляется в грунт в телеуправляемом режиме, после чего на базу прибывает экипаж.

База «Patron Moon» имеет следующие характеристики: масса – 70 тонн, глубина максимального погружения в грунт – 41 метр, суммарный объем отсеков – 624 кубических метра, вместимость – до 50 человек.

Как можно судить по нерусскому названию, авторы изначально не рассчитывали на возможность реализации проекта.

Часть 2.
Космонавты СССР и России

Оглавление

ГЛАВА 1. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЦПК ВВС 451

1.1. Набор № 1 (1960 г.) 453
1.2. Набор женской группы (1962 г.) 456
1.3. Набор № 2 (1963 г.) 457
1.4. Дополнительное зачисление (1964 г.) 458
1.5. Набор № 3 (1965 г.) 459
1.6. Дополнительное зачисление (1966 г.) 461
1.7. Набор № 4 (1967 г.) 461
1.8. Набор № 5 (1970 г.) 463
1.9. Набор № 6 (1976 г.) 464
1.10. Набор № 7 (1978 г.) 465
1.11. Набор № 8 (1987 г.) 466
1.12. Набор № 9 (1988 г.) 467
1.13. Набор № 10 (1989 г.) 467
1.14. Набор № 11 (1990 г.) 468
1.15. Дополнительное зачисление (1991 г.) 468
1.16. Дополнительное зачисление (1996 г.) 469
1.17. Набор № 12 (1997 г.) 469
1.18. Дополнительное зачисление (1998 г.) 470
1.19. Набор № 13 (2003 г.) 471
1.20. Дополнительный набор (2003 г.) 471
1.21. Набор № 14 (2006 г.) 472
1.22. Набор № 15 (2010 г.) 472
1.23. Дополнительное зачисление (2010 г.) 473

ГЛАВА 2. ЦЕЛЕВЫЕ НАБОРЫ ПО ПРОГРАММЕ «ВОСХОД» 474

2.1. Набор для полета на КК «Восход» (1964 г.) 475
2.2. Набор для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.) 475
2.3. Набор врачей для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.) 476
2.4. Набор журналистов для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.) 476

ГЛАВА 3. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ РКК «ЭНЕРГИЯ» 477

3.1. Набор № 1 (1966 г.) 478
3.2. Дополнительное зачисление (1967 г.) 479
3.3. Набор № 2 (1967 г.) 480
3.4. Дополнительное зачисление (1968 г.) 480
3.5. Набор №3 (1972 г.) 481
3.6. Набор № 4 (1973 г.) 482
3.7. Набор № 5 (1978 г.) 483
3.8. Набор № 6 (женский набор 1980 г.) 484
3.9. Дополнительное зачисление в женскую группу (1983 г.) 484
3.10. Набор № 7 (1984 г.) 484
3.11. Набор № 8 (1985 г.) 485
3.12. Набор № 9 (1987 г.) 485
3.13. Набор № 10 (1989 г.) 486
3.14. Набор № 11 (1992 г.) 486
3.15. Набор № 12 (1994 г.) 487
3.16. Набор № 13 (1996 г.) 487
3.17. Набор № 14 (1997 г.) 487

3.18. Дополнительное зачисление (1998 г.) 488
3.19. Дополнительное зачисление (1999 г.) 488
3.20. Набор № 15 (2003 г.) 488
3.21. Набор № 16 (2006 г.) 489
3.22. Набор № 17 (2010 г.) 490
ГЛАВА 4. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ АКАДЕМИИ НАУК СССР (РАН) 491
4.1. Набор № 1 (1967 г.) 492
4.2. Дополнительное зачисление (1968 г.) 492
4.3. Набор женской группы (1981 г.) 492
ГЛАВА 5. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ИМБП 493
5.1. Набор № 1 (1972 г.) 494
5.2. Набор № 2 (1978 г.) 494
5.3. Набор № 3 (1980 г.) 495
5.4. Набор № 4 (1985 г.) 495
5.5. Набор № 5 (1989-1990 г.г.) 495
5.6. Набор № 6 (2003 г.) 496
ГЛАВА 6. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЦКБМ 497
6.1. Набор № 1 (1972 г.) 498
6.2. Набор № 2 (1973 г.) 498
6.3. Набор № 3 (1978 г.) 498
ГЛАВА 7. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ЛИИ ИМ. М.М.ГРОМОВА 499
7.1. Набор № 1 (1977 г., зачисление в отряд космонавтов – 1981 г.) 500
7.2. Набор № 2 (1983 г.) 500
7.3. Набор № 3 (1984 г.) 501
7.4. Набор № 4 (1985 г.) 501
7.5. Набор № 5 (1989 г.) 501
ГЛАВА 8. ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ГКНИИ ВВС ИМ. В.П.ЧКАЛОВА 502
8.1. Набор № 1 (1978 г.) 503
8.2. Набор № 2 (1985 г.) 504
8.3. Дополнительное зачисление (1988 г.) 504
8.4. Набор № 3 (1989 г.) 505
8.5. Дополнительное зачисление (1990 г.) 505
ГЛАВА 9. ИНДИВИДУАЛЬНЫЕ ЗАЧИСЛЕНИЯ 506
9.1. Индивидуальные зачисления 507
ГЛАВА 10. НАБОР ЖУРНАЛИСТОВ 508
10.1. Набор журналистов №2 (1990 г.) 509
ГЛАВА 11. ЕДИНЫЙ ОТРЯД КОСМОНАВТОВ ФГБУ НИИ ЦПК 510
11.1. Космонавты отряда ФГБУ НИИ ЦПК на 01.01.2011 г. 511
11.2. Зачисление из отряда РКК «Энергия» (2011–2012 г.г.) 513
11.3. Зачисление из отряда ИМБП (2011 г.) 514
11.4. Набор 2012/2014 г. 515
11.5. Дополнительное зачисление 2014 г. 515
11.6. Набор 2018 г. 516
11.7. Набор 2021 г. 517
ГЛАВА 12. НАБОР ДЛЯ СЪЕМОК КИНОФИЛЬМА «ВЫЗОВ» 518
12.1. Набор киносъёмочной группы (2021 г.) 519

Глава 1. Отряд космонавтов ЦПК ВВС

В 1960 году приказом Главнокомандующего ВВС был создан Центр подготовки космонавтов (ЦПК ВВС) – воинская часть 26266, более известная, как отряд космонавтов СССР.

Для полетов на космических кораблях «Восток» в марте-июне 1960 года был произведен первый набор в отряд космонавтов из 20 человек. Отряд набирался из военных летчиков, при этом к кандидатам в отряд предъявлялись самые жесткие требования, в первую очередь – по здоровью. Сначала космонавты проходили подготовку к полетам на КК «Восток» по единой программе, затем для каждого конкретного подготавливаемого полета стали формировать группу из нескольких человек, готовящихся по специальной программе. Так, для подготовки к первому полету на КК «Восток» была сформирована группа из шести кандидатов. Когда стали появляться проекты других кораблей, отряд был разделен на группы, каждая из которых изучала свой КК. Уже начиная с КК «Восход» и «Восход-2» была введена специализация подготовки по членам экипажа – командир экипажа, специалист-исследователь и т.д.

Первая группа космонавтов, в составе которой был и первый космонавт планеты – Юрий Гагарин, уже в 1962 году пополнилась новыми кандидатами в космонавты.

В 1962 году была набрана первая женская группа. Все девушки были зачислены на воинскую службу и получили офицерские звания. Первая женщина-космонавт Валентина Терешкова за годы пребывания в составе Советской Армии дослужилась до звания генерала. Остальным не повезло (или повезло меньше) – вскоре женская группа была расформирована, и вплоть до 1980 года женщины подготовку к космическим полетам в СССР не проходили. Только присутствие в американском отряде космонавтов женщин, готовящихся к полетам на многоразовом корабле Space Shuttle, и пробивная энергия Светланы Савицкой помогли вновь открыть (вернее, приоткрыть) дорогу в космос для советских женщин – в отряде космонавтов НПО «Энергия» и других.

В 1969 году на базе ЦПК ВВС был создан 1-й НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина, который в 1995 году был реорганизован в Российский государственный научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов (РГНИИ ЦПК) им. Ю.А.Гагарина. В свою очередь, РГНИИ ЦПК в 2009 году был преобразован в Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А.Гагарина», или, более кратко – ФГБУ НИИ ЦПК.

В октябре 2010 года Межведомственной комиссией (МВК) было принято решение об объединении всех российских космонавтов в единый отряд в составе ФГБУ НИИ ЦПК, начиная с 01.01.11 г.

Рис. 2.1. Космонавты набора №1 ЦПК ВВС

В первом ряду слева направо: Павел Попович, Виктор Горбатко, Евгений Хрунов, Юрий Гагарин, С.П.Королёв, его жена Нина Королёва с дочкой Поповича Наташей, Евгений Карпов (начальник ЦПК), Николай Никитин (тренер по парашютной подготовке), Евгений Фёдоров (врач).
Во втором ряду слева направо: Алексей Леонов, Андриян Николаев, Марс Рафиков, Дмитрий Заикин, Борис Волынов, Герман Титов, Григорий Нелюбов, Валерий Быковский, Георгий Шонин.
В третьем ряду слева направо: Валентин Филатьев, Иван Аникеев и Павел Беляев.
На фото отсутствуют: Анатолий Карташов, Валентин Варламов, Валентин Бондаренко и Владимир Комаров.
Фото сделано в мае 1961 года.

1.1. Набор № 1 (1960 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АНИКЕЕВ Иван Николаевич		12.02.33-20.08.92	1963		-			Отчислен приказом Главкома ВВС за неподчинение воинскому патрулю.
2	БЕЛЯЕВ Павел Иванович	16/10	26.06.25-10.01.70	1970	1с 02ч 02м	Восход-2			Умер от прободения язвы желудка.
3	БОНДАРЕНКО Валентин Васильевич		16.02.37-23.03.61	1961		-			Погиб, обгорев при пожаре в сурдокамере.
4	БЫКОВСКИЙ Валерий Федорович.	11/5	02.08.34-27.03.19	1982	20с 17ч 48м	Восток-5, Союз-22, Союз-31/Салют-6/Союз-29 *Отмененный полет:* *Союз-2/Союз-1*	Восток-3, Союз-37		
5	ВАРЛАМОВ Валентин Степанович		15.08.34-02.11.80	1961		-			Отчислен из-за травмы шейного позвонка, полученной во время купания.
6	ВОЛЫНОВ Борис Валентинович	36/14	18.12.34-	1990	52с 07ч 18м	Союз-5, Союз-21/Салют-5 *Отмененные полеты:* *Восход-3,* *Союз-13/Салют-2,* *Союз-16/Салют-3*	Восток-5, Восход, Союз-14/Салют-3 *Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-2*	Восток-3, Восток-4, Союз-3/Союз-2	
7	ГАГАРИН Юрий Алексеевич	1/1	09.03.34-27.03.68	1968	01ч 46м	Восток	Союз-1		Первый космонавт мира. Разбился во время тренировочного полета на МиГ-15УТИ.
8	ГОРБАТКО Виктор Васильевич	44/21	03.12.34-17.05.17	1982	30с 12ч 48м	Союз-7, Союз-24/Салют-5, Союз-37/Салют-6/Союз-36	Союз-5, Союз-23/Салют-5, Союз-31/Салют-6 *Отмененные полеты:* *Восход-6,* *Союз-2/Союз-1*	Союз-21/Салют-5 *Отмененный полет:* *Восход-5*	

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
9	ЗАИКИН Дмитрий Алексеевич		29.04.32- 20.10.13-	1969		-	Восход-2 *Отмененные полеты:* *Восход-5, Восход-6*		
10	КАРТАШОВ Анатолий Яковлевич		25.08.32- 11.12.05	1961		-			Отчислен из-за полученной на центрифуге травмы.
11	**КОМАРОВ Владимир Михайлович**	13/7	16.03.27- 24.04.67	1967	2с 03ч 05м	Восход, **Союз-1**	Восток-4		Погиб при аварийном спуске КК «Союз-1».
12	ЛЕОНОВ Алексей Архипович	17/11	30.05.34- 11.10.19	1982	7с 00ч 33м	Восход-2, Союз-19/Apollo-18 *Отмененные полеты:* *Союз-11/Салют-1, Союз-12/Салют-1, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3*	Союз-10/Салют-1	Восток-5	Совершил первый в мире выход в открытый космос. ВКД: 1 (0ч 16м)[1].
13	НЕЛЮБОВ Григорий Григорьевич		08.04.34- 18.02.66	1963		-		Восток, Восток-2	Отчислен приказом Главкома ВВС за неподчинение воинскому патрулю. Трагически погиб, попав под поезд.
14	НИКОЛАЕВ Андриан Григорьевич	7/3	05.09.29- 03.07.04	1982	21с 15ч 21 м	Восток-3, Союз-9	Восток-2, Союз-8 *Отмененный полет:* *Союз-2/Союз-1*		
15	ПОПОВИЧ Павел Романович	8/4	05.10.30- 30.09.09	1982	18с 16ч 27м	Восток-4, Союз-14/Салют-3 *Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-2*			
16	РАФИКОВ Марс Закирович		29.09.33- 23.07.00	1962		-			Отчислен приказом Главкома ВВС за самовольную отлучку из части.

[1] Здесь и далее: ВКД *(внекорабельная деятельность)*: количество выходов в открытый космос, в скобках указано суммарное время выходов.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
17	ТИТОВ Герман Степанович	4/2	11.09.35- 20.09.00	1970	1с 01ч 18м	Восток-2	Восток		
18	ФИЛАТЬЕВ Валентин Игнатьевич		21.01.30- 15.09.90	1963		-			Отчислен приказом Главкома ВВС за неподчинение воинскому патрулю.
19	ХРУНОВ Евгений Васильевич	38/16	10.09.33- 19.05.00	1980	1с 23ч 46м	Союз-5/Союз-4 *Отмененные полеты:* *Восход-6,* *Союз-2/Союз-1*	Восход-2, Союз-38/Салют-6 *Отмененный полет:* *Восход-5*		ВКД: 1 (0ч 53м).
20	ШОНИН Георгий Степанович	40/17	03.08.35- 07.04.97	1979	4с 22ч 43м	Союз-6 *Отмененные полеты:* *Восход-3,* *Восход-6*	Союз-4	*Отмененный полет:* *Восход-5*	

1.2. Набор женской группы (1962 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*ЕРКИНА*[1] *(Сергейчик) Жанна Дмитриевна*		06.05.39- 25.05.15	1969			*Отмененный полет: Восход-4*		Еркина была кандидатом на парный женский полет КК Восток-5 и Восток-6.
2	*КУЗНЕЦОВА (Пицхелаури) Татьяна Дмитриевна*		14.07.41- 28.08.18	1969			*Отмененный полет: Восход-4*		
3	*ПОНОМАРЕВА (Ковалевская) Валентина Леонидовна*		18.09.33-	1969		*Отмененные полеты: Восход-5, Восход-4*		Восток-6	
4	*СОЛОВЬЕВА Ирина Баяновна*		06.09.37-	1969		*Отмененные полеты: Восход-5, Восход-4*	Восток-6		Планировался выход Соловьевой в открытый космос в полете КК Восход-5.
5	*ТЕРЕШКОВА Валентина Владимировна*	12/6	06.03.37-	1997	2с 22ч 50м	Восток-6			Первая в мире женщина-космонавт.

[1] Здесь и далее курсивом и розовой заливкой выделены женщины-космонавтки.

1.3. Набор № 2 (1963 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРТЮХИН Юрий Петрович	71/30	22.07.30- 04.08.98	1982	15с 17ч 30м	Союз-14/Салют-3 *Отмененные полеты:* *Союз-12/Салют-2, ТКС-3/ОПС-4*	*Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*		
2	БУЙНОВСКИЙ Эдуард Иванович		26.02.36-	1964					
3	ВОРОБЬЕВ Лев Васильевич		24.02.31- 12.05.10	1974		*Отмененные полеты:* *Союз-10, Союз-13*	Союз-13 *Отмененный полет:* *Союз-10*		
4	ВОРОНОВ Анатолий Федорович		11.06.30- 31.10.93	1979			Союз-11/Салют-1, Союз-12/Салют-1	Союз-11а/Салют-1	
5	ГУБАРЕВ Алексей Александрович	74/33	29.03.31- 21.02.15	1981	37с 11ч 36м	Союз-17/Салют-4, Союз-28/Салют-6 *Отмененный полет:* *Союз-14/ДОС №3*	Союз-11/Салют-1, Союз-12 *Отмененные полеты:* *Союз-12/Салют-1, Союз-14/ДОС №2, Союз-13/ДОС №3*	*Отмененные полеты:* *Союз-11/Салют-1, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3*	
6	ГУЛЯЕВ Владислав Иванович		31.05.37- 19.04.90	1968					
7	ДЁМИН Лев Степанович	73/32	11.01.26- 18.12.98	1982	2с 00ч 12м	Союз-15	*Отмененный полет:* *Союз-13/Салют-2*	Союз-14/Салют-3 *Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-2*	
8	ДОБРОВОЛЬСКИЙ Георгий Тимофеевич	52/24	01.06.28- 30.06.71	1971	23с 18ч 22м	Союз-11/Салют-1	*Отмененные полеты:* *Союз-10, Союз-11/Салют-1*	Союз-4, Союз-10/Салют-1	Погиб при посадке КК Союз-11 (разгерметизация СА).
9	ЖОЛОБОВ Виталий Михайлович	78/35	18.06.37-	1981	49с 06ч 24м	Союз-21/Салют-5 *Отмененные полеты:* *Союз-13/Салют-2, Союз-16/Салют-3*	Союз-10/Салют-1 Союз-14/Салют-3 *Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-2*		

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
10	КОЛОДИН Петр Иванович		23.09.30- 04.02.21	1983		*Отмененные полеты:* *Союз-11/Салют-1,* *Союз-12/Салют-1,* *Союз-26/Салют-6*	Союз-7, Союз-10/Салют-1	Союз-5 / *Отмененный полет:* *Союз-2/Союз-1*	
11	КУГНО Эдуард Павлович		27.06.35- 24.02.94	1964					
12	КУКЛИН Анатолий Петрович		03.01.32- 16.01.06	1975				Союз-5	
13	МАТИНЧЕНКО Александр Николаевич		04.09.27- 18.06.99	1972					
14	ФИЛИПЧЕНКО Анатолий Васильевич	42/19	26.02.28-	1982	10с 21ч 04м	Союз-7, Союз-16 / *Отмененные полеты:* *Союз-9,* *Союз-10,* *Союз-20/Apollo-18*	Союз-5, Союз-9, Союз-19/Apollo-18		
15	ШАТАЛОВ Владимир Александрович	35/13	08.12.27- 15.06.21	1971	9с 21ч 58м	Союз-4, Союз-8, Союз-10/Салют-1	Союз-3, Союз-6, Союз-7 / *Отмененный полет:* *Восход-3*	*Отмененный полет:* *Союз-2/Союз-1*	

1.4. Дополнительное зачисление (1964 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БЕРЕГОВОЙ Георгий Тимофеевич	33/12	15.04.21- 30.06.95	1982	3с 22ч 51м	Союз-3 / *Отмененный полет:* *Восход-4*	*Отмененный полет:* *Восход-3*	Союз-1	

1.5. Набор № 3 (1965 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БЕЛОУСОВ Борис Николаевич		24.07.30- 27.06.98	1968					
2	ВОЛОШИН Валерий Абрамович		24.04.42-	1969					
3	ГЛАЗКОВ Юрий Николаевич	82/39	02.10.39- 08.12.08	1982	17с 17ч 26м	Союз-24/Салют-5, *Отмененный полет:* *ТКС-1/ОПС-4*	Союз-23	Союз-21	
4	ГРИЩЕНКО Виталий Андреевич		26.04.42- 04.05.92	1968					Отчислен по анкетным данным.
5	ДЕГТЯРЕВ Владимир Александрович		04.04.32-	1966					Отчислен по состоянию здоровья.
6	ЗУДОВ Вячеслав Дмитриевич	80/37	08.01.42-	1987	2с 00ч 07м	Союз-23	Союз-15, Союз-21, Союз-35, Союз Т-4	Союз-32	
7	КИЗИМ Леонид Денисович	98/48	05.08.41- 14.06.10	1987	374с 17ч 58м	Союз Т-3/Салют-6, Союз Т-10/Салют-7/Союз Т-11, Союз Т-15/Мир/Салют-7	Союз Т-2, Союз Т-6, Союз Т-10-1		ВКД: 8 (31ч 29м).
8	КЛИМУК Петр Ильич	69/28	10.07.42-	1982	78с 18ч 19м	Союз-13, Союз-18/Салют-4, Союз-30/Салют-6	Союз-18-1 *Отмененный полет:* *Союз-13*	Союз-17	
9	КОЛЕСНИКОВ Геннадий Михайлович		07.10.36-	1967					Отчислен по состоянию здоровья.
10	КРАМАРЕНКО Александр Яковлевич		08.11.42- 13.04.02	1969					
11	ЛИСУН Михаил Иванович		05.09.35- 31.07.12	1989		*Отмененный полет:* *Союз-25/Салют-5*	Союз-24		
12	ПЕТРУШЕНКО Александр Яковлевич		01.01.42- 11.11.92	1973					

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
13	ПРЕОБРАЖЕНСКИЙ Владимир Евгеньевич		03.02.39- 25.10.93	1980		*Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*	*Отмененные полеты:* *Союз-25* *ТКС-1/ОПС-4*	Союз-24	
14	РОЖДЕСТВЕНСКИЙ Валерий Ильич	81/38	13.02.39- 31.08.11	1986	2с 00ч 07м	Союз-23	Союз-15/Салют-3, Союз-21/Салют-5 *Отмененный полет:* *ТКС-3/ОПС-4*		
15	САРАФАНОВ Геннадий Васильевич	72/31	01.01.42- 29.09.05	1986	2с 00ч 12м	Союз-15 *Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*	*Отмененные полеты:* *Союз-13/Салют-2* *ТКС-1/ОПС-4*	Союз-14 *Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-2*	
16	СКВОРЦОВ Александр Александрович		08.06.42-	1968					
17	СТЕПАНОВ Эдуард Николаевич		14.04.37- 19.10.15	1992		*Отмененный полет:* *ТКС-1/ОПС-4*			
18	ФЕДОРОВ Анатолий Павлович		14.04.41- 21.03.02	1974					
19	ХЛУДЕЕВ Евгений Николаевич		10.09.40- 19.09.95	1988					
20	ШАРАФУТДИНОВ Ансар Ильгамович		26.06.39-	1968					
21	ЩЕГЛОВ Василий Дмитриевич		09.04.40- 16.07.73	1972					
22	ЯКОВЛЕВ Олег Анатольевич		31.12.40- 02.05.90	1973					

1.6. Дополнительное зачисление (1966 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЛАЗАРЕВ Василий Григорьевич	64/26	23.02.28- 31.12.90	1985	1с 23ч 37м	Союз-12, Союз-18-1 *Отмененные полеты:* *Союз-14/ДОС №2, Союз-13/ДОС №3, Союз Т-3/Салют-6*	Союз-17, Союз Т-3 *Отмененные полеты:* *Союз-9, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3*	Восход, Союз-9, Союз Т-2 *Отмененный полет:* *Союз-10*	Входил в состав целевого набора 1964 года (для полета на КК «Восход»).

1.7. Набор № 4 (1967 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АЛЕКСЕЕВ Владимир Борисович		19.08.33- 01.03.13	1983					
2	БЕЛОБОРОДОВ Владимир Михайлович		26.10.39- 20.09.04	1969					
3	БУРДАЕВ Михаил Николаевич		27.08.32- 18.12.19	1983					
4	ГАЙДУКОВ Сергей Николаевич		31.10.36- 05.12.08	1978					
5	ИСАКОВ Владимир Тимофеевич		04.04.40-	1983					
6	КОВАЛЁНОК Владимир Васильевич	83/40	03.03.42-	1984	216с 09ч 10м	Союз-25, Союз-29/Салют-6/Союз-31, Союз Т-4/Салют-6	Союз-18, Союз-26, Союз-27	Союз-18-1	ВКД: 1 (2ч 05м).
7	КОЗЕЛЬСКИЙ Владимир Сергеевич		12.01.42-	1983			*Отмененный полет:* *Союз-25*	Союз-24	

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
8	ЛЯХОВ Владимир Афанасьевич	91/45	20.07.41- 19.04.18	1994	333с 07ч 48м	Союз-32/Салют-6/Союз-34, Союз Т-9/Салют-7, Союз ТМ-6/Мир/Союз ТМ-5 *Отмененный полет:* *Союз Т-15*	Союз-29, Союз-39, Союз Т-8, Союз ТМ-5	Союз-25, Союз-26, Союз Т-5, Союз ТМ-4	ВКД: 3 (7ч 07м).
9	МАЛЫШЕВ Юрий Васильевич	95/47	27.08.41- 08.11.99	1988	11с 20ч 00м	Союз Т-2/Салют-6, Союз Т-11/Салют-7/Союз Т-10 *Отмененный полет:* *Союз-41/ОПС-4*	Союз-22	Союз Т-9, Союз ТМ-6	
10	ПИСАРЕВ Виктор Михайлович		15.08.41-	1968					
11	ПОРВАТКИН Николай Степанович		15.04.32- 28.09.09	1983					
12	СОЛОГУБ Михаил Владимирович		06.11.36- 04.08.96	1968					

1.8. Набор № 5 (1970 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БЕРЕЗОВОЙ Анатолий Николаевич	107/51	11.04.42-20.09.14	1992	211с 09ч 05м	Союз Т-5/Салют-7/Союз Т-7 *Отмененные полеты:* *Союз-25/Салют-5, ТКС-3/ОПС-4*	Союз-24, Союз Т-11, Союз ТМ-6 *Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*	Союз Т-4	ВКД: 1 (2ч 33м).
2	ДЕДКОВ Александр Иванович		27.07.44-16.09.16	1983		*Отмененный полет:* *Союз-26*			
3	ДЖАНИБЕКОВ Владимир Александрович	86/43	13.05.42	1986	145с 15ч 59м	Союз-27/Салют-6/Союз-26, Союз-39/Салют-6, Союз Т-6/Салют-7, Союз Т-12/Салют-7, Союз Т-13/Салют-7 *Отмененный полет:* *Союз-26/Салют-6*	Союз-36 *Отмененные полеты:* *Союз-17, Союз-34*	Союз-16, Союз-19/Apollo-18 *Отмененный полет:* *Союз-20/Apollo-18*	ВКД: 2 (8ч 32м).
4	ИЛЛАРИОНОВ Валерий Васильевич		02.07.39-10.03.99	1992					
5	ИСАУЛОВ Юрий Федорович		13.08.43-	1982			*Отмененный полет:* *Союз Т-3*	Союз Т-3	
6	КОЗЛОВ Владимир Иванович		20.10.45-02.03.12	1973					
7	ПОПОВ Леонид Иванович	93/46	31.08.45	1987	200с 14ч 46м	Союз-35/Салют-6/Союз-37, Союз-40/Салют-6, Союз Т-7/Салют-7/Союз Т-5	Союз-32, Союз Т-13	Союз-22, Союз-29,	
8	РОМАНЕНКО Юрий Викторович	85/42	01.08.44	1988	430с 18ч 22м	Союз-26/Салют-6/Союз-27, Союз-38/Салют-6, Союз ТМ-2/Мир/Союз ТМ-3 *Отмененный полет:* *Союз-17*	Союз-16, Союз-25, Союз-33, Союз-40 *Отмененный полет:* *Союз-20/Apollo-18*	Союз-19/Apollo-18	ВКД: 4 (10ч 16м).
9	ФЕФЕЛОВ Николай Николаевич		20.05.45-14.02.21	1995					

1.9. Набор № 6 (1976 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВАСЮТИН Владимир Владимирович	182/59	08.03.52-19.07.02	1986	64с 21ч 52м	Союз Т-14/Салют-7 *Отмененный полет:* *Союз Т-13/Салют-7*	Союз Т-7, Союз Т-10, Союз Т-12 *Отмененный полет:* *ТКС-3/ОПС-4*	Союз Т-8, Союз Т-10-1	
2	ВОЛКОВ Александр Александрович	183/60	27.05.48	1998	391с 11ч 52м	Союз Т-14/Салют-7, Союз ТМ-7/Мир, Союз ТМ-13/Мир *Отмененные полеты:* *Союз Т-13/Салют-7, Союз ТМ-13/Мир*	Союз ТМ-4, Союз ТМ-12	Союз ТМ-2, Союз ТМ-11	ВКД: 2 (10ч 12м).
3	ИВАНОВ Леонид Георгиевич		25.06.50-24.10.80	1980					Разбился во время тренировочного полета.
4	КАДЕНЮК Леонид Константинович	371/1[1]	28.01.51-31.01.18	1983	15с 16ч 34м	Columbia STS-87			Отчислен из отряда ЦПК в 1983 году за «аморальное поведение» (развод с женой). С 1988 по 1996 годы являлся членом отряда космонавтов ГКНИИ ВВС.
5	МОСКАЛЕНКО Николай Тихонович		01.01.49-26.11.04	1986			*Отмененный полет:* *Союз Т-16*	Союз Т-14 *Отмененный полет:* *Союз Т-13*	Отчислен по состоянию здоровья.
6	ПРОТЧЕНКО Сергей Филиппович		03.01.47	1979					Отчислен по состоянию здоровья.
7	САЛЕЙ Евгений Владимирович		01.01.50	1987		*Отмененный полет:* *Союз Т-16/Салют-7*	*Союз Т-14* *Отмененный полет:* *Союз Т-13*		Отчислен по состоянию здоровья.

[1] Каденюк участвовал в полете МКК Space Shuttle «Columbia», являясь гражданином Украины, после отчисления из отряда космонавтов ГКНИИ ВВС. Порядковый номер «1» означает, что Каденюк является первым космонавтом государства Украина.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
8	СОЛОВЬЕВ Анатолий Яковлевич	208/65	16.01.48	1999	651с 00ч 01м	Союз ТМ-5/Мир/Союз ТМ-4, Союз ТМ-9/Мир, Союз ТМ-15/Мир, Atlantis STS-71 /Мир/ Союз ТМ-21, Союз ТМ-26/Мир	Союз ТМ-3, Союз ТМ-8, Союз ТМ-14, Союз ТМ-21 *Отмененные полеты:* *Союз Т-15, Союз Т-16*	Союз Т-14, Союз Т-15, Союз ТМ-7 *Отмененные полеты:* *Союз Т-13, Союз ТМ-13, Союз ТМ-14*	ВКД: 16 (78ч 46м).
9	ТИТОВ Владимир Георгиевич	118/54	01.01.47	1998	387с 00ч 51м	Союз Т-8, Союз Т-10-1, Союз ТМ-4/Мир/Союз ТМ-6, Discovery STS-63, Atlantis STS-86/Мир	Союз Т-5, Союз Т-9, Союз ТМ-2, Discovery STS-60		ВКД: 4 (18ч 48м).

1.10. Набор № 7 (1978 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВИКТОРЕНКО Александр Степанович	204/62	29.03.47	1997	489с 01ч 35м	Союз ТМ-3/Мир/Союз ТМ-2, Союз ТМ-8/Мир, Союз ТМ-14/Мир, Союз ТМ-20/Мир *Отмененный полет:* *Союз Т-16/Салют-7*	Союз Т-14, Союз Т-15, Союз ТМ-7, Союз ТМ-13, Союз ТМ-19 *Отмененные полеты:* *Союз Т-13, Союз Т-15, Союз ТМ-13*	Союз Т-10, Союз ТМ-12	ВКД: 6 (19ч 39м).
2	ГРЕКОВ Николай Сергеевич		15.02.50	1986					Отчислен по состоянию здоровья.

1.11. Набор № 8 (1987 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ГИДЗЕНКО Юрий Павлович	332/83	26.03.62	2001	329с 22ч 46м	Союз ТМ-22/Мир, Союз ТМ-31/МКС/ Discovery STS-102, Союз ТМ-34/МКС/ Союз ТМ-33	Союз ТМ-20		ВКД: 2 (3ч 35м).
2	ДЕЖУРОВ Владимир Николаевич	328/81	30.07.62	2004	244с 05ч 28 м	Союз ТМ-21/Мир/ Atlantis STS-71, Discovery STS-105/МКС/ Endeavour STS-108	Союз ТМ-31/		ВКД: 9 (37ч 36м).
3	КОРЗУН Валерий Григорьевич	354/85	05.03.53	2003	381с 15ч 41м	Союз ТМ-24/Мир, Endeavour STS-111/МКС/ Endeavour STS-113 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-14/Мир*	Discovery STS-105 *Отмененные полеты:* *Союз ТМ-24,* *Союз ТМ-31/Звезда*	Союз ТМ-14	ВКД: 4 (22ч 19м).
4	МАЛЕНЧЕНКО Юрий Иванович	311/78	22.12.61	2009; 2016	827с 09ч 23м	Союз ТМ-19/Мир, Союз ТМА-2/МКС, Atlantis STS-106/МКС, Союз ТМА-11/МКС, Союз ТМА-05М/МКС, Союз ТМА-19М/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-114/МКС*	Союз ТМ-18, Союз ТМА-9, Союз ТМА-03М, Союз ТМА-17М	Союз ТМ-17	27.07.09 г. был уволен из ВС РФ и выбыл из отряда РГНИИ ЦПК. 09.02.10 г. был зачислен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК, как гражданский космонавт. ВКД: 6 (34ч 52м).
5	ЦИБЛИЕВ Василий Васильевич	299/76	20.02.54	1998	381с 15ч 53м	Союз ТМ-17/Мир, Союз ТМ-25/Мир	Союз ТМ-16, Союз ТМ-23 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-14*	*Отмененный полет:* *Союз ТМ-15*	ВКД: 6 (19ч 11м).

1.12. Набор № 9 (1988 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРЦЕБАРСКИЙ Анатолий Павлович	251/71	09.09.56	1993	144с 15ч 22м	Союз ТМ-12/Мир	Союз ТМ-11	Союз ТМ-10	Ранее входил в состав отряда ГКНИИ ВВС (набор №2). ВКД: 6 (32ч 17м).
2	АФАНАСЬЕВ Виктор Михайлович	241/70	31.12.48	2006	555с 18ч 34м	Союз ТМ-11/Мир, Союз ТМ-18/Мир, Союз ТМ-29/Мир, Союз ТМ-33/МКС/ Союз ТМ-32 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-8/Мир*	Союз ТМ-10, Союз ТМ-17, Союз ТМ-27, Союз ТМ-32	Союз ТМ-9	Ранее входил в состав отряда ГКНИИ ВВС (набор №2). ВКД: 7 (38ч 33м).
3	МАНАКОВ Геннадий Михайлович	232/69	01.06.50- 26.09.19	1996	309с 21ч 20м	Союз ТМ-10/Мир, Союз ТМ-16/Мир *Отмененный полет:* *Союз ТМ-24/Мир*	Союз ТМ-9, Союз ТМ-15, Союз ТМ-22, Союз ТМ-24	Союз ТМ-8	Ранее входил в состав отряда ГКНИИ ВВС (набор №2). ВКД: 3 (12ч 43м).

1.13. Набор № 10 (1989 г.)

	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КРИЧЕВСКИЙ Сергей Владимирович		09.07.55	1998					Отчислен по состоянию здоровья.
2	ОНУФРИЕНКО Юрий Иванович	345/84	06.02.61	2004	389с 14ч 46м	Союз ТМ-23/Мир, Endeavour STS-108/МКС/ Endeavour STS-111	Atlantis STS-71, Discovery STS-102	Союз ТМ-21	ВКД: 8 (42ч 32м).
3	ПАДАЛКА Геннадий Иванович	384/89	21.06.58	2017	878с 11ч 30м	Союз ТМ-28/Мир, Союз ТМА-4/МКС, Союз ТМА-14/МКС, Союз ТМА-04М/МКС Союз ТМА-16М/МКС *Отмененные полеты:* *Союз ТМ-31/Звезда, Atlantis STS-119/МКС*	Союз ТМ-26, Союз ТМ-34, Endeavour STS-108, Союз ТМА-13, Союз ТМА-22, Союз ТМА-14М		ВКД: 10 (38ч 37м).

1.14. Набор № 11 (1990 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВОЗОВИКОВ Сергей Юрьевич		17.04.58- 11.07.93	1993					Погиб во время тренировок на выживание – при нырянии с маской запутался в рыбацких сетях и утонул.
2	ЗАЛЁТИН Сергей Викторович	395/92	21.04.62	2004; 2014	83с 16ч 35м	Союз ТМ-30/Мир, Союз ТМА-1/МКС/ Союз ТМ-34	Союз ТМ-28, Союз ТМ-33		Покинул отряд в 2004 году. В 2011 году вновь зачислен в отряд ФГПУ НИИ ЦПК. ВКД: 1 (5ч 03м).
3	ШАРИПОВ Салижан Шарипович	375/88	24.08.64	2008	201с 14ч 49м	Endeavour STS-89 /Мир, Союз ТМА-5/МКС *Отмененные полеты:* *Союз ТМ-32/Мир, Союз ТМ-32/Мир, Союз ТМ-32/Мир*	Союз ТМ-29, Союз ТМ-30, Endeavour STS-113, Союз ТМА-4, Союз ТМА-11 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-33*		ВКД: 2 (9ч 58м).

1.15. Дополнительное зачисление (1991 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АУБАКИРОВ Токтар Онгарбаевич	259/72	17.07.46	1992	7с 22ч 13м	Союз ТМ-13/Мир/Союз ТМ-12 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-14/Мир*			Формально не был зачислен в отряд ЦПК ВВС, т.к. не являлся военнослужащим.
2	МУСАБАЕВ Талгат Амангельдыевич	312/79	07.01.51	2003	341с 09ч 49м	Союз ТМ-19/Мир, Союз ТМ-27/Мир, Союз ТМ-32/МКС/ Союз ТМ-31 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-33/Мир*	Союз ТМ-13, Союз ТМ-18, Союз ТМ-25 *Отмененные полеты:* *Союз ТМ-14, Союз ТМ-32*		ВКД: 7 (41ч 29м).

1.16. Дополнительное зачисление (1996 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КОТОВ Олег Валерьевич	455/100	27.10.65	2016	526с 05ч 02м	Союз ТМА-10/МКС, Союз ТМА-17//МКС, Союз ТМА-10М/МКС	Союз ТМ-28, Союз ТМА-08М		ВКД: 6 (36ч 52м).

1.17. Набор № 12 (1997 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВАЛЬКОВ Константин Анатольевич		11.11.71	2012					
2	ВОЛКОВ Сергей Александрович	475/101	01.04.73	2017	547с 22ч 20м	Союз ТМА-12/МКС, Союз ТМА-02М/МКС, Союз ТМА-18М/МКС	Союз ТМА-8, Союз ТМА-М, Союз ТМА-16М *Отмененный полет:* *Atlantis STS-114*		ВКД: 4 (23ч 20м).
3	КОНДРАТЬЕВ Дмитрий Юрьевич	520/108	25.05.69	2012	159с 07ч 17м	Союз ТМА-20/МКС	Союз ТМА-15, Союз ТМА-19, Endeavour STS-111		ВКД: 2 (10ч 14м).
4	ЛОНЧАКОВ Юрий Валентинович	405/94	04.03.65	2013	200с 18ч 37м	Endeavour STS-100 /МКС, Союз ТМА-1/МКС/ Союз ТМ-34, Союз ТМА-13/МКС *Отмененный полет:* *Союз ТМА-16М/МКС*	*Отмененный полет:* *Союз ТМА-1*		ВКД: 2 (10ч 26м).
5	МОШКИН Олег Юрьевич		23.04.64	2002					
6	РОМАНЕНКО Роман Юрьевич	498/103	09.08.71	2014	333с 11ч 00м	Союз ТМА-15/МКС, Союз ТМА-07М/МКС	Союз ТМА-10, Союз ТМА-05М *Отмененный полет:* *Atlantis STS-119*		ВКД: 1 (6ч 38м).

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
7	СКВОРЦОВ Александр Александрович	513/105	06.05.66		545с 23ч 08м	Союз ТМА-18/МКС, Союз ТМА-12М/МКС, Союз МС-13/МКС	Союз ТМА-16, Союз ТМА-10М, Союз МС-11, Союз МС-12		ВКД: 2 (12ч 34м).
8	СУРАЕВ Максим Викторович	506/104	24.05.72	2016	334с 12ч 10м	Союз ТМА-16/МКС, Союз ТМА-13М/МКС	Союз ТМА-12, Союз ТМА-14, Союз ТМА-11М		ВКД: 2 (9ч 22м).
9	ТОКАРЕВ Валерий Иванович	391/91	29.10.52	2008	199с 15ч 05м	Discovery STS-96 /МКС, Союз ТМА-7/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-116/МКС*	Союз ТМА-3, Союз ТМА-5		Ранее входил в отряд ГКНИИ ВВС, расформированный в 1996 г. ВКД: 2 (11ч 05м).

1.18. Дополнительное зачисление (1998 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БАТУРИН Юрий Михайлович	385/90	12.06.49	2009	19с 17ч 46м	Союз ТМ-28/Мир/ Союз ТМ-27, Союз ТМ-32/МКС/ Союз ТМ-31 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-33/Мир*	*Отмененные полеты:* *Союз ТМ-32*		Начал подготовку, являясь помощником Президента РФ Б.Н.Ельцина. После увольнения с поста помощника был зачислен в отряд ЦПК ВВС, не являясь военнослужащим.
2	ШАРГИН Юрий Георгиевич	437/99	20.03.60	2001 -2008	9с 21ч 29м	Союз ТМА-5/МКС/ Союз ТМА-4			Отчислен из отряда ЦПК ВВС в связи с назначением в Космические войска. Далее числился космонавтом Космических войск.

1.19. Набор № 13 (2003 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ИВАНИШИН Анатолий Алексеевич	525/112	15.01.69		476с 04ч 42м	Союз ТМА-22/МКС, Союз МС/МКС, Союз МС-16/МКС	Союз ТМА-20, Союз ТМА-21, Союз ТМА-19М *Отмененный полет:* *Союз МС-16*		
2	САМОКУТЯЕВ Александр Михайлович	521/109	13.03.70	2017	330с 11ч 24м	Союз ТМА-21/МКС, Союз ТМА-14М/МКС	Союз ТМА-18, Союз ТМА-12М		ВКД: 2 (10ч 01м).
3	ТАРЕЛКИН Евгений Игоревич	530/115	29.12.74	2015	143с 16ч 15м	Союз ТМА-06М/МКС	Союз ТМА-04М		
4	ШКАПЛЕРОВ Антон Николаевич	524/111	20.02.72		708с 08ч 04м[1]	Союз ТМА-22/МКС, Союз ТМА-15М/МКС, Союз МС-07/МКС Союз МС-19/МКС	Союз ТМА-17, Союз ТМА-21, Союз ТМА-13М, Союз МС-06, Союз МС-18	Союз МС-17	ВКД: 3 (21ч 39м).

1.20. Дополнительный набор (2003 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЖУКОВ Сергей Александрович		08.09.56	2005					В феврале 2010 г. был повторно зачислен в отряд ФГПУ НИИ ЦПК.

[1] С учетом планируемой длительности полета КК «Союз МС-19».

1.21. Набор № 14 (2006 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	МИСУРКИН Александр Александрович	531/116	23.09.77		346с 07ч 04м	Союз ТМА-08М/МКС, Союз МС-06/МКС Союз МС-20/МКС	Союз ТМА-06М, Союз МС-02, Союз МС-05		ВКД: 4 (28ч 14м).
2	НОВИЦКИЙ Олег Викторович	529/114	12.10.71		531с 06ч 58м	Союз ТМА-06М/МКС, Союз МС-03/МКС Союз МС-18/МКС	Союз ТМА-04М, Союз МС Союз МС-17		ВКД: 3 (22ч 33м)
3	ОВЧИНИН Алексей Николаевич	547/120	28.09.71		374с 19ч 52м	Союз ТМА-20М/МКС, Союз МС-10, Союз МС-12/МКС	Союз ТМА-16М, Союз МС-08		ВКД: 1 (6ч 01м).
4	ПОНОМАРЕВ Максим Владимирович		20.02.80	2012					
5	РЫЖИКОВ Сергей Николаевич	551/121	19.08.74		358с 02ч 25м	Союз МС-02/МКС, Союз МС-17/МКС	Союз ТМА-20М, Союз МС-13, Союз МС-15, Союз МС-16		ВКД: 1 (6ч 49м).

1.22. Набор № 15 (2010 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	МАТВЕЕВ Денис Владимирович		25.04.83						
2	ПРОКОПЬЕВ Сергей Валерьевич	557/122	19.02.75		196с 17ч 50м	Союз МС-09/МКС	Союз ТМА-18М, Союз МС-07		ВКД: 2 (15ч 31м).
3	ХОМЕНЧУК Алексей Михайлович		07.01.75	2012					

1.23. Дополнительное зачисление (2010 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЖУКОВ Сергей Александрович		08.09.56	2011					В 2003 году был зачислен в отряд космонавтов РГНИИ ЦПК. Выбыл в 2005 году.

Глава 2. Целевые наборы по программе «Восход»

Вопрос о целевых наборах космонавтов возник одновременно с идеей создания многоместного КК 3КВ «Восход». Для первого полета было решено подготовить гражданских специалистов – инженера и врача. В дальнейших полетах планировалось выполнить как научную программу с экспериментами по искусственной тяжести, так и медицинскую программу для исследования возможностей лечения и оперирования пациентов в условиях космического полета. По предложению академика Патона Б.Е. готовился эксперимент со сваркой в невесомости.

Для всех перечисленных задач необходимы были гражданские специалисты, которые готовились бы в ЦПК ВВС, не являясь членами военного отряда космонавтов. Были проведены целевые наборы групп кандидатов в экипаж для выполнения конкретного полета. После осуществления полета или его отмены группы распускались.

Некоторые кандидаты в космонавты после роспуска группы зачислялись в группу другого целевого набора или же в созданные позже отряды космонавтов НПО «Энергия», ИМБП и др.

Кроме перечисленных, была также набрана группа журналистов, один из которых мог бы совершить полет на КК «Восход». Руководство ЦПК ВВС было категорически против подготовки журналистов, поэтому после прохождения медкомиссии приступить к подготовке им даже не удалось.

2.1. Набор для полета на КК «Восход» (1964 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БЕНДЕРОВ Владимир Николаевич		04.08.24-03.06.73	1964					Летчик-испытатель КБ Туполева. Отчислен по медицинским показаниям. Разбился на Ту-144 в Ля-Бурже.
2	ЕГОРОВ Борис Борисович	15/9	26.11.37-12.09.94	1964	1с 00ч 17м	Восход			
3	КАТЫС Георгий Петрович		31.08.26-07.08.17	1964		*Отмененный полет:* *Восход-4*	Восход		В 1965 году вновь зачислен в целевой набор для полета на КК «Восход-3», затем в отряд РАН (дополнительное зачисление 1968 года.)
4	ЛАЗАРЕВ Василий Григорьевич	64/26	23.02.28-31.12.90	1964	1с 23ч 37м	Союз-12, Союз-18-1	Союз-17, Союз Т-3	Восход, Союз-9, Союз Т-2	Вторично зачислен в отряд ЦПК ВВС в 1966 г.
						Отмененные полеты: *Союз-14/ДОС №2, Союз-13/ДОС №3, Союз Т-3/Салют-6*	*Отмененные полеты:* *Союз-9, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3*	*Отмененный полет:* *Союз-10*	
5	ПОЛЯКОВ Борис Иванович		10.05.38	1964					Отчислен по медицинским показаниям.
6	СОРОКИН Алексей Васильевич		30.03.31-11.01.76	1964			Восход		

2.2. Набор для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КАТЫС Георгий Петрович		31.08.26-07.08.17	1965		*Отмененный полет:* *Восход-4*	Восход		В 1964 году входил в состав набора для полета на КК «Восход», в 1968 году – в отряд космонавтов РАН.

2.3. Набор врачей для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ИЛЬИН Евгений Александрович		17.08.37	1966					Один из трех кандидатов должен был. совершить полет на КК «Восход-4» (Полет Восход-4в). В мае 1966 года подготовка к полету была прекращена.
2	КИСЕЛЕВ Александр Алексеевич		13.01.34	1966					
3	СЕНКЕВИЧ Юрий Александрович		04.03.37- 25.09.03	1966					

2.4. Набор журналистов для полета на КК «Восход» серии 1965 г. (1965 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ГОЛОВАНОВ Ярослав Кириллович		02.06.32- 21.05.03	1966					Готовился к полету на КК Восход.
2	ЛЕТУНОВ Юрий Александрович		26.10.26- 30.07.83	1966					Готовился к полету на КК Восход.
3	РЕБРОВ Михаил Федорович		03.07.31- 24.04.98	1974					Готовился к полету на КК Восход.

Глава 3. Отряд космонавтов РКК «Энергия»

В 1964 году, когда был утвержден проект трехместного КК «Восход», в отряде впервые начали проходить подготовку гражданские специалисты, в том числе Константин Феоктистов, принимавший непосредственное участие в проектировании и создании пилотируемых кораблей. Так было впервые показано, что летать в космос могут и должны не только военные профессионалы-летчики, но и инженеры, врачи и другие ученые. В силу имевших место различных точек зрения на это у командования ВВС (генерала Каманина) и у руководства ОКБ-1 (у С.П. Королева, в частности), их споры о принципах набора кандидатов в космонавты доходили до того, что Королев грозился набрать свой отряд инженеров-космонавтов, и обойтись вообще без военных летчиков.

В апреле 1964 года в ОКБ-1 был создан Летно-испытательный отдел №90, ставший позднее официальным местом работы специалистов фирмы «Энергия», готовящихся к полету в космос. Начальником отдела был назначен Анохин С.Н., бывший летчик-испытатель ЛИИ.

Гражданские специалисты из ОКБ-1 (позднее – ЦКБЭМ, еще позднее – НПО/РКК «Энергия»), проходили и проходят подготовку к полетам в ЦПК ВВС наравне с военными летчиками-космонавтами, получив прозвище «энергичных» космонавтов.

Набор кандидатов в космонавты в РКК «Энергия» проводится независимо от командования отряда военных космонавтов. Все кандидаты проходят последовательно медкомиссию в ЦВНИАГ (Центральный военный научно-исследовательский авиационный госпиталь), а затем Государственную межведомственную комиссию (ГМВК, так называемую «мандатную» комиссию), которая утверждает статус кандидата в космонавты (такой порядок установлен для всех кандидатов в космонавты, независимо о ведомственной принадлежности). Сотрудников РКК «Энергия», получивших разрешение на прохождение в ЦПК общей подготовки, переводят в отдел, который является «отрядом космонавтов РКК «Энергия».

Отдельного упоминания заслуживает женская группа космонавток. Созданная в составе отряда космонавтов НПО «Энергия», эта группа состояла как из сотрудниц НПО, так и из прикомандированных к НПО. Так, например, к отряду космонавтов НПО «Энергия» были прикомандированы Иванова Е.А. из Ленинградского механического института и Савицкая С.Е. – летчик-испытатель ОКБ им. А.С. Яковлева, перешедшая на работу в НПО «Энергия» лишь в 1983 году. Одновременно была создана женская группа в отряде космонавтов ИМБП, которая проходила подготовку вместе с женской группой НПО «Энергия».

В октябре 2010 года Межведомственной комиссией было принято решение об объединении всех космонавтов в единый отряд в составе ФГБУ НИИ ЦПК.

Сотрудники РКК «Энергия», входившие в отряд космонавтов РКК, за исключением Виноградова П.В. и Калери А.Ю., которые в это время занимали в РКК «Энергия» руководящие посты, перешли на постоянную работу в ФГБУ НИИ ЦПК и были зачислены в единый отряд российских космонавтов.

3.1. Набор № 1 (1966 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АНОХИН[1] Сергей Николаевич		01.04.10-15.04.68	1968					По медицинским показаниям не был допущен к тренировкам в ЦПК.
2	БУГРОВ[1] Владимир Евграфович		18.01.33-	1968					По медицинским показаниям не был допущен к тренировкам в ЦПК.
3	**ВОЛКОВ Владислав Николаевич**	43/20	23.11.35-30.06.71	1971	28с 17ч 02м	Союз-7, **Союз-11**/Салют-1	*Отмененный полет:* *Союз-11/Салют-1*	Союз-5, Союз-10/Салют-1 *Отмененный полет:* *Союз-2*	Погиб при посадке КК Союз-11 (разгерметизация СА).
4	ГРЕЧКО Георгий Михайлович	75/34	25.05.31-09.04.17	1986	134с 20ч 33м	Союз-17/Салют-4, Союз-26/Салют-6/Союз-27, Союз Т-14/Салют-7/Союз Т-13 *Отмененные полеты:* *Союз-9,* *Союз-10,* *Союз-14/ДОС №3*	Союз-9, Союз-12, Союз Т-11 *Отмененные полеты:* *Союз-14/ДОС №2,* *Союз-13/ДОС №3*	Союз-6, Союз-7, Союз-8, Союз-25 *Отмененные полеты:* *Союз-13/ДОС №2,* *Союз-12,* *Союз-12/ДОС №3*	ВКД: 1 (1ч 28м).
5	ДОЛГОПОЛОВ Геннадий Александрович		14.11.35-13.11.08	1967					По медицинским показаниям не был допущен к тренировкам в ЦПК.
6	ЕЛИСЕЕВ Алексей Станиславович	37/15	13.07.34-	1985	8с 22ч 23м	Союз-5/Союз-4, Союз-8, Союз-10/Салют-1 *Отмененный полет:* *Союз-2*	Союз-6, Союз-7		ВКД: 1 (0ч 53м).

[1] В состав группы космонавтов-испытателей включен не был.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
7	КУБАСОВ Валерий Николаевич	41/18	07.01.35- 19.02.14	1993	18с 17ч 59м	Союз-6, Союз-19/Apollo-18, Союз-36/Салют-6/Союз-35	Союз-5, Союз-10/Салют-1, Союз-30		
						Отмененные полеты: *Союз-11/Салют-1, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3, Союз-34/Салют-6*	*Отмененный полет:* *Союз-2*		
8	МАКАРОВ Олег Григорьевич	65/27	06.01.33- 28.05.03	1986	20с 17ч 44м	Союз-12, Союз-18-1, Союз-27/Салют-6/Союз-26, Союз Т-3/Салют-6	Союз-17, Союз Т-2	*Отмененный полет:* *Союз-10*	
						Отмененные полеты: *Союз-14/ДОС №2, Союз-13/ДОС №3*	*Отмененные полеты:* *Союз-10, Союз-13/ДОС №2, Союз-12, Союз-12/ДОС №3*		

3.2. Дополнительное зачисление (1967 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	РУКАВИШНИКОВ Николай Николаевич	51/23	18.09.32- 19.10.02	1987	9с 21ч 11м	Союз-10/Салют-1, Союз-16, Союз-33/Салют-6	Союз-19, Союз-28	Союз Т-3	
						Отмененные полеты: *Союз-10, Союз-12/Салют-1, Союз-20/Apollo-18*	*Отмененный полет:* *Союз Т-36*		
2	СЕВАСТЬЯНОВ Виталий Иванович	48/22	08.07.35- 05.04.10	1993	80с 16ч 19м	Союз-9, Союз-18/Салют-4	Союз-8, Союз-11/Салют-1, Союз-18-1	Союз-17, Союз Т-10, Союз ТМ-9	
						Отмененный полет: *Союз ТМ-8/Мир*	*Отмененный полет:* *Союз-12/Салют-1*	*Отмененный полет:* *Союз-11/Салют-1*	

3.3. Набор № 2 (1967 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	НИКИТСКИЙ[1] Владимир Петрович		08.03.39	1968					
2	**ПАЦАЕВ Виктор Иванович**	53/25	19.06.33-30.06.71	1971	23с 18ч 22м	**Союз-11**/Салют-1	*Отмененный полет:* *Союз-11/Салют-1*	Союз-10/Салют-1	Погиб при посадке КК Союз-11 (разгерметизация СА).
3	ЯЗДОВСКИЙ Валерий Александрович		08.06.30-10.11.12	1982		*Отмененный полет:* *Союз-13*	Союз-13 *Отмененные полеты:* *Союз-9,* *Союз-10*	Союз-9	

3.4. Дополнительное зачисление (1968 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ФАРТУШНЫЙ[2] Владимир Григорьевич		03.02.38-	1971					Сотрудник института электросварки им. Е.О.Патона. Был прикомандирован к отряду космонавтов ЦКБЭМ для подготовки к полету с экспериментом «Вулкан».
2	ФЕОКТИСТОВ Константин Петрович	14/8	07.02.26-	1987	1с 00ч 17м	Восход			Повторное зачисление после участия в целевом наборе 1964 года и полета на КК «Восход».

[1] В состав группы космонавтов-испытателей включен не был.

[2] В состав группы космонавтов-испытателей включен не был.

3.5. Набор №3 (1972 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АНДРЕЕВ Борис Дмитриевич		06.10.40- 09.07.21	1983			Союз-35, Союз Т-4 *Отмененный полет:* *Союз-17*	Союз-16, Союз-19/Apollo-18 Союз-22, Союз-32 *Отмененный полет:* *Союз-20/Apollo-18*	
2	ЛЕБЕДЕВ Валентин Витальевич	70/29	14.04.42	1989	219с 06ч 00м	Союз-13, Союз Т-5/Салют-7/Союз Т-7	Союз-32 *Отмененный полет:* *Союз-13*	Союз-29, Союз Т-4	ВКД: 1 (2ч 33м).
3	ПОНОМАРЕВ Юрий Анатольевич		24.03.32- 13.04.05	1983			Союз-18 *Отмененный полет:* *Союз-26*	Союз-18-1	

3.6. Набор № 4 (1973 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АКСЁНОВ Владимир Викторович	79/36	01.02.35	1988	11с 20ч 12м	Союз-22, Союз Т-2/Салют-6			
2	ИВАНЧЕНКОВ Александр Сергеевич	88/44	28.09.40	1993	147с 12ч 38м	Союз-29/Салют-6/Союз-31, Союз Т-6/Салют-7 *Отмененные полеты:* *Союз-17,* *Союз ТМ-14,* *Буран 3К1*	Союз-25, Союз-26, Союз-27 *Отмененные полеты:* *Союз-16,* *Союз-20/Apollo-18*	Союз-19/Apollo-18	ВКД: 1 (2ч 05м).
3	РЮМИН Валерий Викторович	84/41	16.08.39	1987	371с 17ч 26м	Союз-25, Союз-32/Салют-6/Союз-34, Союз-35/Салют-6/Союз-37, Discovery STS-91 /Мир	Союз-29	Союз-26	ВКД: 1 (1ч 23м).
4	СТРЕКАЛОВ Геннадий Михайлович	99/49	28.10.40- 25.12.04	1995	268с 22ч 30м	Союз Т-3/Салют-6, Союз Т-8/Салют-7, Союз Т-10-1, Союз Т-11/Салют-7/Союз Т-10, Союз ТМ-10/Мир, Союз ТМ-21/Мир/ Atlantis STS-71 *Отмененный полет:* *Союз Т-3/Салют-6*	Союз-22, Союз Т-5, Союз Т-9, Союз Т-14, Союз ТМ-9	Союз Т-2, Союз ТМ-8, Союз ТМ-17	ВКД: 6 (21ч 41м).

3.7. Набор № 5 (1978 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АЛЕКСАНДРОВ Александр Павлович	123/55	20.02.43	1993	309с 18ч 03м	Союз Т-9/Салют-7, Союз ТМ-3/Мир *Отмененный полет:* *Союз ТМ-14/Мир*	Союз Т-8, Союз Т-13, Союз Т-15 *Отмененные полеты:* *Союз Т-13, Союз Т-15*	Союз Т-5	ВКД: 2 (5ч 44м).
2	БАЛАНДИН Александр Николаевич	229/68	30.07.53	1994	179с 01ч 18м	Союз ТМ-9/Мир	Союз ТМ-8 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-14*	Союз ТМ-7, Союз ТМ-15	ВКД: 2 (10ч 45м).
3	ЛАВЕЙКИН Александр Иванович	203/61	21.04.51	1994	174с 03ч 26м	Союз ТМ-2/Мир *Отмененный полет:* *Союз-41/ОПС-4*	*Отмененный полет:* *Союз ТМ-14*	Союз ТМ-14	ВКД: 3 (8ч 48м).
4	МАНАРОВ Муса Хираманович	206/63	22.03.51	1992	541с 00ч 29м	Союз ТМ-4/Мир/Союз ТМ-6, Союз ТМ-11/Мир	Союз ТМ-10/Мир	Союз Т-9	ВКД: 7 (34ч 32м).
5	САВИНЫХ Виктор Петрович	100/50	07.03.40	1989	252с 17ч 38м	Союз Т-4/Салют-6, Союз Т-13/Салют-7/Союз Т-14, Союз ТМ-5/Мир/Союз ТМ-4 *Отмененный полет:* *Союз Т-13/Салют-7*	Союз Т-3, Союз Т-7, Союз Т-8, Союз Т-10, Союз Т-12, Союз ТМ-3	Союз Т-10-1	ВКД: 1 (4ч 58м).
6	СЕРЕБРОВ Александр Александрович	110/52	15.02.44-12.11.13	1995	372с 22ч 54м	Союз Т-7/Салют-7/Союз Т-5, Союз Т-8, Союз ТМ-8/Мир, Союз ТМ-17/Мир	Союз Т-8а, Союз Т-16а, Союз ТМ-2, Союз ТМ-5, Союз ТМ-7	Союз Т-13, Союз Т-14, Союз Т-15	ВКД: 10 (31ч 48м).
7	СОЛОВЬЁВ Владимир Алексеевич	136/56	11.11.46	1994	361с 22ч 50м	Союз Т-10/Салют-7/Союз Т-11, Союз Т-15/Мир/Салют-7	Союз Т-6, Союз Т-10-1		ВКД: 8 (31ч 29м).

3.8. Набор № 6 (женский набор 1980 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*КУЛЕШОВА Наталья Дмитриевна*		14.03.56	1992					
2	*ПРОНИНА Ирина Рудольфовна*		14.04.53	1992		*Отмененный полет:* *Союз Т-8/Салют-7*	Союз Т-7		
3	*САВИЦКАЯ Светлана Евгеньевна*	111/53	08.08.48	1993	19с 17ч 07м	Союз Т-7/Салют-7/Союз Т-5, Союз Т-12/Салют-7 *Отмененный полет:* *Союз Т-15/Салют-7*			Первая в мире женщина-космонавт, совершившая выход в открытый космос. ВКД: 1 (3ч 34м).

3.9. Дополнительное зачисление в женскую группу (1983 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*ИВАНОВА Екатерина Александровна*		03.10.49	1987		*Отмененный полет:* *Союз Т-15/Салют-7*	Союз Т-12		

3.10. Набор № 7 (1984 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЕМЕЛЬЯНОВ Сергей Александрович		03.03.51- 05.12.92	1992				Союз ТМ-2	
2	КАЛЕРИ Александр Юрьевич	268/73	13.05.56		769с 06ч 35м	Союз ТМ-14/Мир, Союз ТМ-24/Мир, Союз ТМ-30/Мир, Союз ТМА-3/МКС,, Союз ТМА-М/МКС *Отмененный полет:* *Союз ТМ-13/Мир* *Atlantis STS-114/МКС*	Союз ТМ-4, Союз ТМ-12, Союз ТМ-28, Союз ТМА-2, Endeavour STS-111 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-24*	Союз ТМ-11	ВКД: 5 (23ч 34м).

3.11. Набор № 8 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЗАЙЦЕВ Андрей Евгеньевич		05.08.57- 05.05.10	1996				Союз ТМ-4 *Отмененный полет: Союз ТМ-13*	
2	КРИКАЛЁВ Сергей Константинович	212/67	27.08.58	2009	803с 09ч 39м	Союз ТМ-7/Мир, Союз ТМ-12/Мир/ Союз ТМ-13, Discovery STS-60, Endeavour STS-88/МКС, Союз ТМ-31/МКС/ Discovery STS-102, Союз ТМА-6/МКС	Союз ТМ-11 *Отмененный полет: Atlantis STS-114*	Союз ТМ-10	ВКД: 8 (41ч 27м).

3.12. Набор № 9 (1987 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АВДЕЕВ Сергей Васильевич	277/74	01.01.56	2003	747с 14ч 12м	Союз ТМ-15/Мир, Союз ТМ-22/Мир, Союз ТМ-28/Мир/Союз ТМ-29	Союз ТМ-14, Союз ТМ-20, Союз ТМ-26 *Отмененный полет: Союз ТМ-13*	Союз ТМ-12	ВКД: 10 (41ч 59м).

3.13. Набор № 10 (1989 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БУДАРИН Николай Михайлович	329/82	29.04.53	2004	444с 01ч 26м	Atlantis STS-71/Мир/ Союз ТМ-21, Союз ТМ-27/Мир, Endeavour STS-113/МКС/ Союз ТМА-1	Союз ТМ-21, Союз ТМ-25	*Отмененный полет: Союз ТМ-31/Звезда*	ВКД: 8 (44ч 54м).
2	*КОНДАКОВА Елена Владимировна*	320/80	30.03.57	1999	178с 10ч 42м	Союз ТМ-20/Мир, Atlantis STS-84/Мир	Союз ТМ-19		
3	ПОЛЕЩУК Александр Федорович	289/75	30.10.53	2004	179с 00ч 44м	Союз ТМ-16/Мир	Союз ТМ-15	Союз ТМ-21 *Отмененный полет: Союз ТМ-14*	ВКД: 2 (9ч 58м).
4	УСАЧЕВ Юрий Владимирович	308/77	09.10.57	2004	552с 22ч 25м	Союз ТМ-18/Мир, Союз ТМ-23/Мир, Atlantis STS-101/МКС, Discovery STS-102/МКС/ Discovery STS-105	Союз ТМ-16, Союз ТМ-17, Atlantis STS-71		ВКД: 7 (30ч 49м).

3.14. Набор № 11 (1992 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВИНОГРАДОВ Павел Владимирович	363/87	31.08.53		546с 22ч 33м	Союз ТМ-26/Мир Союз ТМА-8/МКС, Союз ТМА-08М/МКС *Отмененные полеты: Союз ТМ-24, Союз ТМ-32*	Союз ТМ-22, Союз ТМ-24, Союз ТМ-30, Союз ТМА-06М *Отмененный полет: Союз ТМ-33*		ВКД: 7 (38ч 25м).
2	ЛАЗУТКИН Александр Иванович	356/86	30.10.57	2007	184с 22ч 08м	Союз ТМ-25/Мир	Союз ТМ-23, Союз ТМА-1		
3	ТРЕЩЕВ Сергей Евгеньевич	423/97	18.08.58	2006	184с 22ч 14м	Endeavour STS-111/МКС/ Endeavour STS-113	Союз ТМ-27, Endeavour STS-105	*Отмененный полет: Союз ТМ-31/Звезда*	ВКД: 1 (5ч 21м).

3.15. Набор № 12 (1994 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*КУЖЕЛЬНАЯ Надежда Васильевна*		06.11.62	2004			Союз ТМ-33		
2	ТЮРИН Михаил Владиславович	409/95	02.03.60	2016	532с 02ч 51м	Discovery STS-105/МКС/ Endeavour STS-108 Союз ТМА-9/МКС Союз ТМА-11М/МКС	Союз ТМ-31, Союз ТМА-6, Союз ТМА-7 Союз ТМА-09М		26.02.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 5 (25ч 32м).

3.16. Набор № 13 (1996 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КОЗЕЕВ Константин Мирович	410/96	01.12.67	2007	9с 20ч 00м	Союз ТМ-33/МКС/ Союз ТМ-32	Союз ТМ-32 *Отмененный полет: Columbia STS-121*		
2	РЕВИН Сергей Николаевич	526/113	12.01.66	2017	124с 23ч 51м	Союз ТМА-04М/МКС	Союз ТМА-22		22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.

3.17. Набор № 14 (1997 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	СКРИПОЧКА Олег Иванович	519/107	24.12.69	2021	536с 03ч 49м	Союз ТМА-М/МКС, Союз ТМА-20М/МКС, Союз МС-15/МКС	Союз ТМА-12, Союз ТМА-18М		11.06.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 3 (16ч 41м).
2	ЮРЧИХИН Федор Николаевич	426/98	03.01.59	2019	672с 20ч 40м	Atlantis STS-112/МКС, Союз ТМА-10/МКС, Союз ТМА-19МКС, Союз ТМА-09М/МКС, Союз МС-04/МКС	Союз ТМА-8, Союз ТМА-07М, Союз МС-03		07.02.12 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 9 (59ч 28м).

3.18. Дополнительное зачисление (1998 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КОРНИЕНКО Михаил Борисович	514/106	15.04.60	2017	516с 10ч 02м	Союз ТМА-18/МКС, Союз ТМА-16М/МКС/ Союз ТМА-18М	Союз ТМА-10, Союз ТМА-14М *Отмененный полет:* *Atlantis STS-116*		22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 2 (12ч 13м).

3.19. Дополнительное зачисление (1999 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КОНОНЕНКО Олег Дмитриевич	476/102	21.06.64		736с 18ч 44м	Союз ТМА-12/МКС, Союз ТМА-03М/МКС, Союз ТМА-17М/МКС, Союз МС-11/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-119*	Союз ТМ-34, Союз ТМА-М, Союз ТМА-02М, Союз ТМА-15М, Союз МС-09, Союз МС-10		С 1996 года являлся космонавтом ЦСКБ «Прогресс». 22.01.11 г. зачислен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 5 (32ч 13м).

3.20. Набор № 15 (2003 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРТЕМЬЕВ Олег Германович	537/118	28.12.70		365с 23ч 06м	Союз ТМА-12М/МКС, Союз МС-08/МКС	Союз ТМА-10М, Союз МС-18		22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 3 (20ч 20м).
2	БОРИСЕНКО Андрей Иванович	522/110	03.01.59	2021	337с 08ч 57м	Союз ТМА-21/МКС, Союз МС-02/МКС	Союз ТМА-18, Союз ТМА-20М		10.02.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.
3	СЕРОВ Марк Вячеславович		23.05.74	2011					Отчислен по медицинским показаниям.

3.21. Набор № 16 (2006 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*СЕРОВА Елена Олеговна*	540/119	22.04.76	2016	166с 05ч 43м	Союз ТМА-14М/МКС	Союз ТМА-12М		22.01.11 г. переведена в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.
2	ТИХОНОВ Николай Владимирович		23.05.82	2020		*Отмененные полеты:* *Союз МС-10,* *Союз МС-16*	Союз МС-02		22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.

3.22. Набор № 17 (2010 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БАБКИН Андрей Николаевич		21.04.69			*Отмененный полет:* *Союз МС-16*	Союз МС-16 *Отмененный полет:* *Союз МС-10*	Союз МС-17	22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.
2	КУДЬ-СВЕРЧКОВ Сергей Владимирович	567/124	23.08.83		184с 23ч 10м	Союз МС-17/МКС			22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 1 (6ч 49м).
3	ВАГНЕР Иван Викторович	566/123	10.07.85		195с 18ч 49м	Союз МС-16/МКС	*Отмененный полет:* *Союз МС-16*		22.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК.
4	МОРОЗОВ Святослав Андреевич		22.08.85	2012					25.01.11 г. переведен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. Отчислен по состоянию здоровья.

Глава 4. Отряд космонавтов Академии наук СССР (РАН)

Решение о создании отряда космонавтов АН СССР было принято президентом Академии наук М.В. Келдышем в апреле 1965 года. К ноябрю 1966 года была отобрана группа в составе четырех человек, к которым в 1968 году присоединился Г.П. Катыс, до этого уже дважды проходивший подготовку к полету на КК «Восход». Однако к этому времени программа полетов КК «Восход» была завершена, а в отработке нового КК «Союз» обнаружились серьезные проблемы. В полетах в космос возникла длительная пауза, в результате ученые, готовившиеся к полету, вынуждены были уйти их отряда космонавтов, чтобы иметь возможность заниматься наукой. В начале 1970-х годов отряд космонавтов АН СССР прекратил свое существование.

В 2002-2003 годах РАН попыталась вновь создать свой отряд космонавтов, но из-за нерешенности финансовых вопросов сделать это не удалось.

4.1. Набор № 1 (1967 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ГУЛЯЕВ Рудольф Алексеевич		14.11.34-	1968					
2	ЕРШОВ Валентин Гаврилович		21.06.28- 15.02.98	1974					
3	КОЛОМИЙЦЕВ Ординард Пантелеймонович		29.01.39-	1968					
4	ФАТКУЛЛИН Марс Нургалиевич		14.05.39- 16.04.03	1970					

4.2. Дополнительное зачисление (1968 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КАТЫС Георгий Петрович		31.08.26- 07.08.17	1972		*Отмененный полет: Восход-4*	Восход		

4.3. Набор женской группы (1981 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*ЛАТЫШЕВА Ирина Дмитриевна*		09.07.53	1982					

Глава 5. Отряд космонавтов ИМБП

Первым космонавтом – сотрудником Института медико-биологических проблем (ИМБП) был Егоров Борис Борисович, который в октябре 1964 года совершил полет в космос в составе экипажа КК «Восход».

Трое сотрудников ИМБП были включены в состав группы для подготовки полета с медицинской программой на КК «Восход-4» (целевой набор 1965 года). После отмены этого полета и закрытия программы «Восход» группа была распущена.

В 1972 году приказом Министра здравоохранения СССР в ИМБП была образована группа космонавтов (с 1978 года – отряд космонавтов).

.

5.1. Набор № 1 (1972 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	МАЧИНСКИЙ Георгий Владимирович		11.10.37	1974					
2	ПОЛЯКОВ Валерий Владимирович	210/66	27.04.42	1995	678с 16ч 33м	Союз ТМ-6/Мир/Союз ТМ-7, Союз ТМ-18/Мир/Союз ТМ-20 *Отмененный полет:* *Союз Т-3/Салют-6*	Союз Т-3, Союз Т-10		
3	СМИРЕННЫЙ Лев Николаевич		25.10.32	1986					

5.2. Набор № 2 (1978 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРЗАМАЗОВ Герман Семенович		09.03.46	1995			Союз ТМ-6, Союз ТМ-18		
2	БОРОДИН Александр Викторович		03.03.53	1993				Союз ТМ-6	
3	ПОТАПОВ Михаил Георгиевич		28.10.52	1985			*Отмененный полет:* *Союз Т-3*	Союз Т-3	

5.3. Набор № 3 (1980 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	*АМЕЛЬКИНА (АНИСИМОВА) Галина Васильевна*		20.05.54- 20.02.14	1983					
2	*ДОБРОКВАШИНА Елена Ивановна*		08.10.47	1993		*Отмененный полет: Союз Т-15/Салют-7*			
3	*ЗАХАРОВА Тамара Сергеевна*		22.04.52	1995					
4	*ПОЖАРСКАЯ Лариса Григорьевна*		15.03.47 18.02.02	1993					

5.4. Набор № 4 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	СТЕПАНОВ Юрий Николаевич		27.09.36	1995					В марте 1995 года переведен в РАН на должность космонавта-исследователя.

5.5. Набор № 5 (1989-1990 г.г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КАРАШТИН Владимир Владимирович		18.11.62- 02.12.15	2002					
2	ЛУКЬЯНЮК Василий Юрьевич		22.09.58	2003					
3	МОРУКОВ Борис Владимирович	399/93	01.10.50- 01.01.15	2007	11с 19ч 11м	Atlantis STS-106/МКС			

5.6. Набор № 6 (2003 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	РЯЗАНСКИЙ Сергей Николаевич	535/117	13.11.74	2018	303с 23ч 22м	Союз ТМА-10М/МКС, Союз МС-05/МКС	Союз ТМА-08М, Союз МС-04		01.01.11 г. зачислен в отряд ФГПУ НИИ ЦПК. ВКД: 4 (27ч 39м).

Глава 6. Отряд космонавтов ЦКБМ

В конце 1960-х годов, когда в ЦКБМ велись разработки пилотируемых КА (ЛК-1, ПОС «Алмаз», ТКС), в отряде космонавтов были сформированы группы военных летчиков, готовящихся к полетам на этих кораблях. Тем не менее, В.Н. Челомей для обеспечения летно-конструкторских испытаний создал группу испытателей, в которую вошли инженеры, участвовавшие в разработке космических кораблей. В 1968-69 годах после прохождения медкомиссии в группу, получившую название «спецконтингент», было зачислено пять человек. Формально эта группа не являлась отрядом космонавтов, так как они не прошли «мандатную» комиссию, не проходили подготовку в ЦПК, и не имели квалификации «космонавт», но занимались испытаниями космической техники, создаваемой в ЦКБМ и готовились к выполнению на этой технике пилотируемых полетов.

В 1970 году приказом Министра общего машиностроения Челомею было поручено создать в ЦКБМ свой отряд космонавтов, однако только в 1972 году в отряд был зачислен первый космонавт из числа «спецконтингента». В дальнейшем в отряд было зачислено еще пять человек.

Испытатели, как зачисленные в отряд космонавтов, так и входящие в состав «спецконтингента», работали вместе и отличались только должностью – испытатель или космонавт-испытатель.

В связи с тем, что пилотируемые полеты КК и ОКС, разработанных в ОКБ В.Н.Челомея, так и не были осуществлены, в 1987 году отряд космонавтов ЦКБМ был расформирован.

Состав группы «спецконтингента» ЦКБМ

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Год зачисления	Год отчисления	Примечания
1	ЕРЕМИЧ Виктор Николаевич	1968	1971	Отчислен по медпоказаниям.
2	МАКРУШИН Валерий Григорьевич	1968	1972	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
3	СУХАНОВ Эдуард Дмитриевич	1968	1972	Отчислен решением ГМВК.
4	БЕРКОВИЧ Олег Николаевич	1969	1969	Отчислен по медпоказаниям.
5	СМИРИЧЕВСКИЙ Леонард Дмитриевич	1969	1971	Отчислен по медпоказаниям.
6	ГРЕЧАНИК Алексей Анатольевич	1971	1978	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
7	ЮЮКОВ Дмитрий Андреевич	1971	1973	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
8	РОМАНОВ Валерий Александрович	1973	1978	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
9	ГЕВОРКЯН Владимир Мкртычович	1977	1978	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
10	ХАТУЛЁВ Валерий Александрович	1977	1978	Зачислен в отряд космонавтов ЦКБМ.
11	ЧЕХ Анатолий Меркурьевич	1979	1982	Отчислен по медпоказаниям.
12	МОРОЗОВ Борис Николаевич	1979	1987	
13	ЧЕЛОМЕЙ Сергей Владимирович	1981	1983	Перешел на другую работу.
14	ЧУЧИН Сергей Андреевич	1981	1987	
15	КОНДРАТЬЕВ Сергей Эрославович	1981	1987	
16	ТАРАРИН Лев Николаевич	1981	1987	

.

6.1. Набор № 1 (1972 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	МАКРУШИН Валерий Григорьевич		14.01.40	1982		*Отмененный полет:* *ТКС-1/ОПС-4*			

6.2. Набор № 2 (1973 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЮЮКОВ Дмитрий Андреевич		26.02.41	1987		*Отмененный полет:* *ТКС-3/ОПС-4*	*Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*		

6.3. Набор № 3 (1978 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ГЕВОРКЯН Владимир Мкртычович		28.05.52- 13.04.08	1987					
2	ГРЕЧАНИК Алексей Анатольевич		25.03.39	1987			*Отмененный полет:* *ТКС-3/ОПС-4*		
3	РОМАНОВ Валерий Александрович		18.08.46- 18.09.14	1987		*Отмененный полет:* *ТКС-2/ОПС-4*	*Отмененный полет:* *ТКС-1/ОПС-4*		
4	ХАТУЛЁВ Валерий Александрович		26.02.47	1980					

Глава 7. Отряд космонавтов ЛИИ им. М.М.Громова

В 1977 году приказом начальника Летно-испытательного института (ЛИИ МАП) была создана группа летчиков-испытателей для подготовки к полетам на МКК 11Ф35 «Буран». В 1978 году летчики этой группы прошли «мандатную» комиссию и получили статус кандидатов в космонавты – для того, чтобы получить право называться космонавтами, им было необходимо пройти курс ОКП (общекосмической подготовки) в ЦПК. В 1981 году приказом по Министерству авиационной промышленности в ЛИИ был создан ведомственный отряд космонавтов, в который и были зачислены все члены группы пилотов МКК «Буран». Двое из группы – Александр Лысенко и Олег Кононенко, – погибли до официального образования отряда. Николай Садовников перешел на другую работу, так же не успев получить назначение на должность летчика-испытателя-космонавта.

В дальнейшем было принято решение, что летчики-испытатели в качестве подготовки к космическим полетам на МКК «Буран» должны выполнить тренировочные полеты на КК «Союз». Двое из отряда – Игорь Волк и Анатолий Левченко побывали в космосе в качестве членов экипажей КК «Союз».

В связи с вышедшим в 1993 году правительственным решением о прекращении финансирования работ по программе «Энергия-Буран» отряд космонавтов ЛИИ лишился своей цели. Командир отряда Игорь Волк долгое время прилагал все силы, чтобы не дать расформировать отряд, надеясь на возрождение программы «Буран», но его надежды не сбылись. Отряд прекратил свое существование без расформирования и реорганизации – летчики, входившие в него, либо погибли, либо перешли на другую работу.

.

7.1. Набор № 1 (1977 г., зачисление в отряд космонавтов – 1981 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БУКРЕЕВ Виктор Иванович		05.04.49- 22.05.77	1977					Умер незадолго до официального сформирования группы в результате ожогов, полученных при аварии во время взлета истребителя МиГ-25ПУ.
2	ВОЛК Игорь Петрович	143/58	12.04.37- 03.01.17	2002	11с 19ч 15м	Союз Т-12/Салют-7 *Отмененные полеты:* *Союз Т-10/Салют-7, Буран 3К1*			
3	КОНОНЕНКО Олег Григорьевич		16.08.38- 08.09.80	1980					Погиб при испытаниях палубного самолета Як-38.
4	ЛЕВЧЕНКО Анатолий Семенович	207/64	21.05.41- 06.08.88	1988	7с 21ч 58м	Союз ТМ-4/Мир/Союз ТМ-3	*Отмененный полет:* *Союз Т-10*		
5	ЛЫСЕНКО Александр Иванович		22.06.45- 03.06.77	1977					Погиб при испытаниях истребителя МиГ-23УБ.
6	САДОВНИКОВ Николай Федорович		25.10.46- 22.07.94	1977					
7	СТАНКЯВИЧУС Римантас Антанас-Антано		26.07.44- 09.09.90	1990		*Отмененный полет:* *Союз ТМ-8*		*Отмененный полет:* *Союз Т-10*	Погиб во время показательного выступления в Италии на Су-27.
8	ЩУКИН Александр Владимирович		19.01.46- 18.08.88	1988			Союз ТМ-4		Погиб при испытаниях самолета Су-26М.

7.2. Набор № 2 (1983 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	СУЛТАНОВ Урал Назибович		18.11.48	2002					
2	ТОЛБОЕВ Магомед Омарович		20.01.51	1994					

7.3. Набор № 3 (1984 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ЗАБОЛОТСКИЙ Виктор Васильевич		19.04.46	1996					

7.4. Набор № 4 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ТРЕСВЯТСКИЙ Сергей Николаевич		06.05.54	2004					
2	ШЕФФЕР Юрий Петрович		30.06.47- 05.06.01	2001					

7.5. Набор № 5 (1989 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ПРИХОДЬКО Юрий Викторович		15.11.53- 25.07.01	2001					

Глава 8. Отряд космонавтов ГКНИИ ВВС им. В.П.Чкалова

В 1978 году в Государственном Краснознаменном НИИ ВВС имени В.П.Чкалова была сформирована группа военных летчиков-испытателей для атмосферных полетов на аналоге МКК «Буран» БТС-02.

В 1982 году пятеро из шести членов группы получили квалификацию «космонавт-испытатель».

В 1985 году был произведен второй набор летчиков-испытателей для программы «Буран», но после прохождения общекосмической подготовки все участники второго набора были переведены в отряд ЦПК в связи с нехваткой командиров экипажей.

В 1987 году в ГКНИИ официально был организован отряд космонавтов, но зачислены в него были только Бачурин и Бородай из первого набора летчиков-испытателей.

Отряд космонавтов ГКНИИ ВВС прекратил свое существование в 1996 году в соответствии с директивой Главного штаба ВВС.

Леонид Каденюк, уволенный из ГКНИИ, в 1997 году совершил полет на американском МКК «Columbia», официально став первым космонавтом Украины.

Валерий Токарев добился зачисления в отряд космонавтов ЦПК.

Остальные члены отряда космонавтов ГКНИИ ВВС вынуждены были поменять место службы или, уволившись из Вооруженных сил, найти другую работу.

8.1. Набор № 1 (1978 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БАЧУРИН Иван Иванович		29.01.42-20.09.11	1992		*Отмененный полет:* *Союз ТМ-14*			Зачислен в группу космонавтов ГКНИИ в 1987 году. В 1992 уволен по возрасту.
2	БОРОДАЙ Анатолий Сергеевич		28.07.47	1993			*Отмененный полет:* *Союз ТМ-14*		Зачислен в группу космонавтов ГКНИИ в 1987 году. Уволен по состоянию здоровья.
3	МОСОЛОВ Владимир Емельянович		21.02.44	-					В группу космонавтов ГКНИИ не зачислен.
4	САТТАРОВ Наиль Шарипович		23.12.42-15.04.14	1981					Отчислен за летное происшествие.
5	СОКОВЫХ Анатолий Михайлович		12.01.44	1985					Отчислен за летный инцидент.
6	ЧИРКИН Виктор Мартынович		13.07.44	-					В группу космонавтов ГКНИИ не зачислен.

8.2. Набор № 2 (1985 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРЦЕБАРСКИЙ Анатолий Павлович	251/71	09.09.56	1988	144с 15ч 22м	Союз ТМ-12/Мир	Союз ТМ-11	Союз ТМ-10	В 1988 г. переведен в отряд ЦПК ВВС в связи с нехваткой командиров экипажей КК (набор №9). ВКД: 6 (32ч 17м).
2	АФАНАСЬЕВ Виктор Михайлович	241/70	31.12.48	1988	555с 18ч 34м	Союз ТМ-11/Мир, Союз ТМ-18/Мир, Союз ТМ-29/Мир, Союз ТМ-33/МКС/ Союз ТМ-32 *Отмененный полет:* *Союз ТМ-8/Мир*	Союз ТМ-10, Союз ТМ-17, Союз ТМ-27, Союз ТМ-32	Союз ТМ-9	В 1988 г. переведен в отряд ЦПК ВВС в связи с нехваткой командиров экипажей КК (набор №9). ВКД: 7 (38ч 33м).
3	МАНАКОВ Геннадий Михайлович	232/69	01.06.50-26.09.19	1988	309с 21ч 20м	Союз ТМ-10/Мир, Союз ТМ-16/Мир *Отмененный полет:* *Союз ТМ-24/Мир*	Союз ТМ-9, Союз ТМ-15, Союз ТМ-22, Союз ТМ-24	Союз ТМ-8	В 1988 г. переведен в отряд ЦПК ВВС в связи с нехваткой командиров экипажей КК (набор №9). ВКД: 3 (12ч 43м).

8.3. Дополнительное зачисление (1988 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	КАДЕНЮК Леонид Константинович	371/1[1]	28.01.51-31.01.18	1996	15с 16ч 34м	Columbia STS-87			Отчислен из отряда ЦПК в 1983 году за «аморальное поведение» (развод с женой). В 1988 году зачислен в отряд космонавтов ГКНИИ ВВС.

[1] Каденюк участвовал в полете МКК Space Shuttle «Columbia», являясь гражданином Украины, после отчисления из отряда космонавтов ГКНИИ ВВС в 1996 году. Порядковый номер «1» означает, что Каденюк является первым космонавтом государства Украина.

8.4. Набор № 3 (1989 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ПОЛОНСКИЙ Анатолий Борисович		01.01.56	-					Официально в отряд не был зачислен.
2	ТОКАРЕВ Валерий Иванович	391/91	29.10.52	1996	199с 15ч 05м	Discovery STS-96 /МКС, Союз ТМА-7/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-116/МКС*	Союз ТМА-3, Союз ТМА-5		В 1997 году зачислен в отряд ЦПК ВВС. ВКД: 2 (11ч 05м).
3	ЯБЛОНЦЕВ Александр Николаевич		03.04.55- 09.05.12	1996					Погиб в авиакатастрофе самолета «Суперджет 100».

8.5. Дополнительное зачисление (1990 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	МАКСИМЕНКО Валерий Евгеньевич		16.07.50	-					Официально в отряд не был зачислен.
2	ПУЧКОВ Александр Сергеевич		15.10.48	1996					
3	ПУШЕНКО Николай Алексеевич		10.08.52	1996					

Глава 9. Индивидуальные зачисления

В некоторых организациях группа или отряд космонавтов не создавались, но в штатное расписание вводилась должность, например, «космонавт-исследователь». На такую должность зачислялся сотрудник, прошедший медкомиссию, «мандатную» комиссию и курс подготовки в ЦПК. Такие «индивидуальные» зачисления были в ММЗ «Звезда», ЦСКБ «Прогресс» (бывший Волжский филиал НПО «Энергия»), в ГКНПЦ им. Хруничева и др.

Интересна история зачисления космонавта Олега Атькова. Работая во Всесоюзном кардиологическом научном центре (ВКНЦ) Академии медицинских наук СССР, Атьков в 1977 году прошел медицинскую комиссию, но отказался переходить в ИМБП для зачисления в группу космонавтов. В 1983 году Атьков был направлен в ЦПК для ускоренного прохождения курса подготовки. Перед ним была поставлена задача – провести исследования реакции организма пожилого космонавта на факторы космического полета. «Подопытным» должен был стать Константин Феоктистов, которому в это время уже исполнилось 57 лет. Обострившееся хроническое заболевание Феоктистова сделало невозможным проведение запланированных исследований. Тем не менее, Атьков был зачислен в экипаж КК «Союз Т-10» и выполнил длительный полет на борту ДОС «Салют-7».

Киноактер Владимир Стеклов должен был участвовать в съемках на борту ДОС «Мир» эпизодов художественного фильма «Последний полет» («Тавро Кассандры»). Полет предполагался осуществить на коммерческой основе. Финансировать участие Стеклова в полете на борт ДОС «Мир» должны были российский продюсер и зарубежные инвесторы. Стеклов прошел курс подготовки в ЦПК и был назначен в состав экипажа КК «Союз ТМ-30», но из-за нарушений финансовых условий договора со стороны организаторов проекта, полет Владимира Стеклова не состоялся.

.

9.1. Индивидуальные зачисления

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АТЬКОВ Олег Юрьевич	137/57	09.05.49	1984	236с 22ч 49м	Союз Т-10/Салют-7/Союз Т-11			ВКНЦ АМН. Зачислен в 1983 году.
2	СЕВЕРИН Владимир Гайевич		20.11.56	2002					ММЗ «Звезда». Зачислен в 1990 г.
3	ШАРГИН Юрий Георгиевич	437/99	20.03.60	2001	9с 21ч 29м	Союз ТМА-5/МКС/ Союз ТМА-4			Военно-Космические Силы. Зачислен в 1996 г. В 1998 году в связи с ликвидацией ВКС переведен в РВСН, а затем в ЦПК ВВС. В 2001 году переведен в Космические Войска.
4	КОНОНЕНКО Олег Дмитриевич	476/102	21.06.64		736с 18ч 44м	Союз ТМА-12/МКС, Союз ТМА-03М/МКС, Союз ТМА-17М/МКС, Союз МС-11/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-119/МКС*	Союз ТМ-34, Союз ТМА-М, Союз ТМА-02М, Союз ТМА-15М		ЦСКБ «Прогресс». Зачислен в 1996 году. В 1999 году переведен в отряд космонавтов РКК «Энергия». 22.01.11 г. зачислен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК. ВКД: 5 (32ч 13м).
5	МОЩЕНКО Сергей Иванович		12.01.54	2009					КБ «Салют». Зачислен в 1997 году.
6	ЛОКТИОНОВ Юрий Алексеевич		12.12.50	2002					Работая в НПО «Криогенмаш», добился прохождения медицинской комиссии. В 2000 году, уже после увольнения из НПО «Криогенмаш», решением «мандатной» комиссии был зачислен кандидатом в космонавты, являясь безработным. После автомобильной аварии 2000 г. отчислен по медицинским показаниям.
7	СТЕКЛОВ Владимир Александрович		03.01.48	2000		*Отмененный полет:* *Союз ТМ-30/Мир*			Зачислен в 1999 году. Должен был провести съемки эпизодов художественного фильма на борту ДОС «Мир».

Глава 10. Набор журналистов

В 1989 году Главкосмос и Токийская вещательная корпорация TBS (Япония) подписали первое неправительственное коммерческое соглашение о космическом полете японского журналиста на советском КК «Союз» и ДОС «Мир». В ответ Союз журналистов СССР добился организации и проведения набора кандидатов в космонавты из советских профессиональных журналистов.

В том же году были отобраны шесть человек, прошедших затем курс общекосмической подготовки в ЦПК. В 1990 году все они получили квалификацию «космонавт-исследователь», но к подготовке к космическим полетам никто из них не привлекался. Это был второй набор журналистов – первый состоялся в 1965 году, когда рассматривался вопрос о полете советского журналиста на одном из КК «Восход».

10.1. Набор журналистов №2 (1990 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	АНДРЮШКОВ Александр Степанович		06.10.47- 24.01.07	1992				
2	БАБЕРДИН Валерий Васильевич		28.10.48- 02.10.03	1992				
3	КРИКУН Юрий Юрьевич		03.06.63	1992				
4	МУХОРТОВ Павел Петрович		11.03.66	1992				
5	*ОМЕЛЬЧЕНКО Светлана Октябрьевна*		20.08.51	1992				
6	ШАРОВ Валерий Юрьевич		26.12.53- 26.11.14	1992				

Глава 11. Единый отряд космонавтов ФГБУ НИИ ЦПК

В октябре 2010 года Межведомственной комиссией (МВК) было принято решение об объединении всех российских космонавтов в единый отряд в составе ФГБУ НИИ ЦПК, начиная с 01.01.11 г. На эту дату в отряде ФГБУ НИИ ЦПК насчитывалось 19 космонавтов.

Существовавшие на этот момент отряды космонавтов РКК «Энергия» (17 человек) и ИМБП (1 человек) в течение нескольких месяцев были расформированы, космонавты-сотрудники РКК «Энергии» были уволены из РКК и приняты на работу в ФГБУ НИИ ЦПК. Бывший сотрудник ИМБП С. Рязанский перешел на работу в ФГБУ НИИ ЦПК уже с 01.01.11 г.

Два космонавта РКК «Энергия» – Виноградов П.В. и Калери А.Ю., – формально остались в составе отряда РКК «Энергия», т.к., занимая руководящие посты, не перешли на работу в ФГБУ НИИ ЦПК.

11.1. Космонавты отряда ФГБУ НИИ ЦПК на 01.01.2011 г.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ВОЛКОВ Сергей Александрович	475/101	01.04.73	2017	547с 22ч 20м	Союз ТМА-12/МКС, Союз ТМА-02М/МКС, Союз ТМА-18М/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-114*	Союз ТМА-8, Союз ТМА-М, Союз ТМА-16М		ВКД: 4 (23ч 20м).
2	ИВАНИШИН Анатолий Алексеевич	525/112	15.01.69		476с 04ч 42м	Союз ТМА-22/МКС, Союз МС/МКС, Союз МС-16/МКС	Союз ТМА-20, Союз ТМА-21, Союз ТМА-19М *Отмененный полет:* *Союз МС-16*		
3	КОТОВ Олег Валерьевич	455/100	27.10.65	2016	525с 05ч 02м	Союз ТМА-10/МКС, Союз ТМА-17//МКС, Союз ТМА-10М/МКС	Союз ТМ-28, Союз ТМА-08М		ВКД: 6 (36ч 52м).
4	ЛОНЧАКОВ Юрий Валентинович	405/94	04.03.65	2013	200с 18ч 37м	Endeavour STS-100 /МКС, Союз ТМА-1/МКС/ Союз ТМ-34, Союз ТМА-13/МКС *Отмененный полет:* *Союз ТМА-16М*	*Отмененный полет:* *Союз ТМА-1*		ВКД: 2 (10ч 26м).
5	МАЛЕНЧЕНКО Юрий Иванович	311/78	22.12.61	2016	827с 09ч 23м	Союз ТМ-19/Мир, Союз ТМА-2/МКС, Atlantis STS-106/МКС, Союз ТМА-11/МКС, Союз ТМА-05М/МКС, Союз ТМА-19М/МКС *Отмененный полет:* *Atlantis STS-114*	Союз ТМ-18, Союз ТМА-9, Союз ТМА-03М, Союз ТМА-17М	Союз ТМ-17	27.07.09 г. был уволен из ВС РФ и выбыл из отряда РГНИИ ЦПК. 09.02.10 г. был зачислен в отряд ФГБУ НИИ ЦПК, как гражданский космонавт. ВКД: 6 (34ч 52м).
6	МАТВЕЕВ Денис Владимирович		25.04.83						
7	МИСУРКИН Александр Александрович	531/116	23.09.77		346с 07ч 04м	Союз ТМА-08М/МКС, Союз МС-06/МКС Союз МС-18/МКС	Союз ТМА-06М, Союз МС-02, Союз МС-05		ВКД: 4 (28ч14).
8	НОВИЦКИЙ Олег Викторович	529/114	12.10.71		531с 06ч 58м	Союз ТМА-06М/МКС, Союз МС-03/МКС Союз МС-18/МКС	Союз ТМА-04М, Союз МС Союз МС-17		ВКД: 3 (22ч 33м)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис-ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
9	ОВЧИНИН Алексей Николаевич	547/120	28.09.71		374с 19ч 52м	Союз ТМА-20М/МКС, Союз МС-10, Союз МС-12/МКС	Союз ТМА-16М, Союз МС-08		ВКД: 1 (6ч 01м).
11	ПАДАЛКА Геннадий Иванович	384/89	21.06.58	2017	878с 11ч 30м	Союз ТМ-28/Мир, Союз ТМА-4/МКС, Союз ТМА-14/МКС, Союз ТМА-04М/МКС Союз ТМА-16М/МКС *Отмененные полеты:* *Союз ТМ-31/Звезда,* *Atlantis STS-119*	Союз ТМ-26, Союз ТМ-34, Endeavour STS-108, Союз ТМА-13, Союз ТМА-22, Союз ТМА-14М		ВКД: 10 (38ч 37м).
12	ПРОКОПЬЕВ Сергей Валерьевич	557/122	19.02.75		196с 17ч 50м	Союз МС-09/МКС	Союз ТМА-18М, Союз МС-07		ВКД: 2 (15ч 31м).
13	РОМАНЕНКО Роман Юрьевич	498/103	09.08.71	2014	333с 11ч 00м	Союз ТМА-15/МКС, Союз ТМА-07М/МКС	Союз ТМА-10, Союз ТМА-05М *Отмененный полет:* *Atlantis STS-119*		ВКД: 1 (6ч 38м).
10	РЫЖИКОВ Сергей Николаевич	551/121	19.08.74		358с 02ч 25с	Союз МС-02/МКС, Союз МС-17	Союз ТМА-20М, Союз МС-13, Союз МС-15, Союз МС-16		ВКД: 1 (6ч 49м).
14	САМОКУТЯЕВ Александр Михайлович	521/109	13.03.70	2017	330с 11ч 24м	Союз ТМА-21/МКС, Союз ТМА-14М/МКС	Союз ТМА-18, Союз ТМА-12М		ВКД: 2 (10ч 01м).
15	СКВОРЦОВ Александр Александрович	513/105	06.05.66		545с 23ч 08м	Союз ТМА-18/МКС, Союз ТМА-12М/МКС, Союз МС-13/МКС	Союз ТМА-16, Союз ТМА-10М, Союз МС-11, Союз МС-12		ВКД: 2 (12ч 34м).
16	СУРАЕВ Максим Викторович	506/104	24.05.72	2016	334с 12ч 10м	Союз ТМА-16/МКС, Союз ТМА-13М/МКС	Союз ТМА-12, Союз ТМА-14, Союз ТМА-11М		ВКД: 2 (9ч 22м).
17	ТАРЕЛКИН Евгений Игоревич	530/115	29.12.74	2015	143с 16ч 15м	Союз ТМА-06М/МКС	Союз ТМА-04М		
18	ХОМЕНЧУК Алексей Михайлович		07.01.75	2012					

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
19	ШКАПЛЕРОВ Антон Николаевич	524/111	20.02.72		708с 08ч 04м [1]	Союз ТМА-22/МКС, Союз ТМА-15М/МКС, Союз МС-07/МКС	Союз ТМА-17, Союз ТМА-21, Союз ТМА-13М, Союз МС-06 Союз МС-18	Союз МС-17	ВКД: 3 (21ч 39м).

11.2. Зачисление из отряда РКК «Энергия» (2011–2012 г.г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АРТЕМЬЕВ Олег Германович	537/118	28.12.70		365с 23ч 06м	Союз ТМА-12М/МКС, Союз МС-08/МКС	Союз ТМА-10М Союз МС-18		ВКД: 3 (20ч 20м).
2	БАБКИН Андрей Николаевич		21.04.69			*Отмененный полет:* *Союз МС-16*	Союз МС-16	Союз МС-17	
3	БОРИСЕНКО Андрей Иванович	522/110	03.01.59	2021	337с 08ч 57м	Союз ТМА-21/МКС, Союз МС-02/МКС	Союз ТМА-18, Союз ТМА-20М		
4	ВАГНЕР Иван Викторович	566/123	10.07.85		195с 18ч 49м	Союз МС-16/МКС	*Отмененный полет:* *Союз МС-16*		
5	ЗАЛЁТИН Сергей Викторович	395/92	21.04.62	2004; 2014	83с 16ч 35м	Союз ТМ-30/Мир, Союз ТМА-1/МКС/ Союз ТМ-34	Союз ТМ-28, Союз ТМ-33		Покинул отряд ЦПК ВВС в 2004 году. В 2011 году зачислен в отряд ФГПУ НИИ ЦПК. ВКД: 1 (5ч 03м).
6	КОНОНЕНКО Олег Дмитриевич	476/102	21.06.64		736с 18ч 44м	Союз ТМА-12/МКС, Союз ТМА-03М/МКС, Союз ТМА-17М/МКС, Союз МС-11/МКС; *Отмененный полет:* *Atlantis STS-119*	Союз ТМ-34, Союз ТМА-М, Союз ТМА-02М, Союз ТМА-15М		ВКД: 5 (32ч 13м).
7	КОРНИЕНКО Михаил Борисович	514/106	15.04.60	2017	516с 10ч 02м	Союз ТМА-18/МКС, Союз ТМА-16М/МКС/	Союз ТМА-10, Союз ТМА-14М		ВКД: 2 (12ч 13м).

[1] С учетом планируемой длительности полета КК «Союз МС-19».

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
						Союз ТМА-18М	*Отмененный полет:* *Atlantis STS-116*		
8	КУДЬ-СВЕРЧКОВ Сергей Владимирович	567/124	23.08.83		184с 23ч 10м	Союз МС-17/МКС			ВКД: 1 (6ч 49м).
9	МОРОЗОВ Святослав Андреевич		22.08.85	2012					
10	РЕВИН Сергей Николаевич	526/113	12.01.66	2017	124с 23ч 51м	Союз ТМА-04М/МКС	Союз ТМА-22		
11	*СЕРОВА Елена Олеговна*	540/119	22.04.76	2016	166с 05ч 43м	Союз ТМА-14М/МКС	Союз ТМА-12М		
12	СКРИПОЧКА Олег Иванович	519/107	24.12.69	2021	536с 03ч 49м	Союз ТМА-М/МКС, Союз ТМА-20М/МКС, Союз МС-15/МКС	Союз ТМА-12, Союз ТМА-18М, Союз МС-10		ВКД: 3 (16ч 41м).
13	ТИХОНОВ Николай Владимирович		23.05.82	2020		*Отмененный полет:* *Союз МС-16*	Союз МС-02		
14	ТЮРИН Михаил Владиславович	409/95	02.03.60	2016	532с 02ч 51м	Discovery STS-105/МКС/ Endeavour STS-108 Союз ТМА-9/МКС Союз ТМА-11М/МКС	Союз ТМ-31, Союз ТМА-6, Союз ТМА-7 Союз ТМА-09М		ВКД: 5 (25ч 32м).
15	ЮРЧИХИН Федор Николаевич	426/98	03.01.59	2019	672с 20ч 40м	Atlantis STS-112/МКС Союз ТМА-10/МКС Союз ТМА-19МКС Союз ТМА-09М/МКС, Союз МС-04/МКС	Союз ТМА-8, Союз ТМА-07М, Союз МС-03		ВКД: 9 (59ч 28м).

11.3. Зачисление из отряда ИМБП (2011 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	РЯЗАНСКИЙ Сергей Николаевич	535/117	13.11.74	2018	303с 23ч 22м	Союз ТМА-10М/МКС, Союз МС-05/МКС	Союз ТМА-08М, Союз МС-04		ВКД: 4 (27ч 39м).

11.4. Набор 2012/2014 г.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БЛИНОВ Олег Владимирович		17.08.78	2016					
2	ДУБРОВ Пётр Валерьевич	569/125	30.01.78		355с 03ч 44м[1]	Союз МС-18/МКС/ Союз МС-19	Союз МС-17		ВКД: 4 (29ч 44м)
3	ИГНАТОВ Игнат Николаевич		20.03.82	2014					Отчислен по состоянию здоровья.
4	*КИКИНА Анна Юрьевна*		27.08.84						
5	КОРСАКОВ Сергей Владимирович		01.09.84			*Отмененный полет:* *Союз МС-18*			
6	ПЕТЕЛИН Дмитрий Александрович		10.07.83				*Отмененный полет:* *Союз МС-18*		
7	ФЕДЯЕВ Андрей Валерьевич		26.02.81						
8	ЧУБ Николай Александрович		10.06.84						

11.5. Дополнительное зачисление 2014 г.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	АЙМАХАНОВ Мухтар Рабатович		01.01.67						С 2003 по 2009 г.г. входил в отряд №2 космонавтов Казахстана.

[1] С учетом планируемой длительности полета КК «Союз МС-19».

11.6. Набор 2018 г.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	БОРИСОВ Константин Сергеевич		14.08.84						
2	ГОРБУНОВ Александр Владимирович		24.05.90						
3	ГРЕБЁНКИН Александр Сергеевич		15.07.82						
4	ЗУБРИЦКИЙ Алексей Витальевич		22.08.92						
5	МИКАЕВ Сергей Николаевич		15.08.86						
6	ПЕСКОВ Кирилл Александрович		01.05.90						
7	ПЛАТОНОВ Олег Владимирович		27.06.86						
8	ПРОКОПЬЕВ Евгений Валерьевич		09.03.86						Не был зачислен на должность космонавта-испытателя в связи с отрицательным результатом сдачи гос. экзамена.

11.7. Набор 2021 г.

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Запасной экипаж	Примечания
1	ИРТУГАНОВ Сергей Георгиевич		10.08.88						
2	КОЛЯБИН Александр Сергеевич		12.01.87						
3	ТЕТЕРЯТНИКОВ Сергей Александрович		19.12.88						
4	КИВИРЯН Арутюн Арутюнович		23.08.93						

Глава 12. Набор для съемок кинофильма «Вызов»

В конце 2020 года госкорпорация Роскосмос, Первый канал ТВ и студия «Yellow, Black and White» договорились об отправке на МКС кинорежиссера и актрисы для съемок в невесомости эпизодов кинофильма «Вызов»[1]. Если с кандидатурой режиссера все было однозначно с самого начала – Клим Шипенко, который и выступал с инициативой о съемках в космосе, – то для выбора актрисы был проведен конкурс с большим количеством участниц. Окончательный состав киносъемочной группы кандидатов на полет Роскосмос объявил в мае 2021 года, туда вошли Клим Шипенко, актриса Юлия Пересильд и их дублеры.

[1] С анонсом съемок госкорпорация Роскосмос выступила через несколько месяцев после того, как стало известно о подготовке Голливудом, при сотрудничестве SpaceX и NASA, съемок на МКС фильма с Томом Крузом в главной роли.

12.1. Набор киносъёмочной группы (2021 г.)

№ п/п	ФАМИЛИЯ Имя, Отчество	Космонавт мира/ страны, №	Дата рожд.- смерти	Год отчис- ления	Общая длит. полетов	Основной экипаж	Дублирующий экипаж	Примечания
1	ШИПЕНКО Клим Алексеевич	575/126	16.06.83	2021	11с 19ч 41м	Союз МС-19/МКС/Союз МС-18		
2	*ПЕРЕСИЛЬД Юлия Сергеевна*	576/127	05.09.84	2021	11с 19ч 41м	Союз МС-19/МКС/Союз МС-18		
3	ДУДИН Алексей Владимирович		21.01.81	2021			Союз МС-19	
4	*МОРДОВИНА Алена Владимировна*		27.10.87	2021			Союз МС-19	

Часть 3.

Автоматические межпланетные станции

Оглавление

ГЛАВА 1. АВТОМАТИЧЕСКИЕ ЛУННЫЕ СТАНЦИИ 527

1.1. ПЕРВЫЕ ПЛАНЫ И ДОСТИЖЕНИЯ 529
1.1.1. Программа Е – исследование Луны 529
1.1.2. Ракетой по движущейся Луне 529
1.1.3. Невидимая сторона Луны 530
1.1.4. Ядерная бомба для Луны 532
1.1.5. Лунный спутник 532
1.2. БЛИЗКОЕ ЗНАКОМСТВО С ЛУНОЙ 532
1.2.1. Новые возможности 532
1.2.2. Мягкая посадка 532
1.2.3. «Интернационал» с орбиты Луны 536
1.2.4. Проект Л2 (1960-1963 гг.) 539
1.2.5. Проект Л2 (1965 г.) 540
1.2.6. АЛС Е8 ЛС (1963-1965 гг.) 541
1.3. «ЛУНОХОДЫ» И «ЛУНОЧЕРПАЛКИ» 542
1.3.1. Грузовая платформа «Земля-Луна» 542
1.3.2. «Лунный трактор» 543
1.3.3. За лунным камнем 547
1.3.4. Лаборатория на орбите ИСЛ 550
1.3.5. Проект Е8 ЛСК 551
1.4. ПРОЕКТ МЕ8 552
1.4.1. Серия АМС МЕ8 552
1.4.2. Комплексы АМС МЕ8 555
1.4.3. Программа запусков 556
1.5. «ЛУННИКИ» НА ПЛАТФОРМЕ УМВЛ 557
1.5.1. АЛС ЛСН (182Е) 557
1.5.2. АЛС 1Л 558

ГЛАВА 2. ПЕРВЫЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ 559

2.1. ПЕРВАЯ ЦЕЛЬ – МАРС 561
2.2. НА ОЧЕРЕДИ – «УТРЕННЯЯ ЗВЕЗДА» 562

ГЛАВА 3. УНИФИЦИРОВАННЫЕ АМС 565

3.1. СЕРИЯ 2МВ. ПЕРВЫЕ УНИФИЦИРОВАННЫЕ 567
3.2. СЕРИЯ 3МВ. МОДИФИКАЦИЯ УНИФИКАЦИИ 569
3.2.1. Отработочные типы АМС 569
3.2.2. Венерианские АМС 570
3.2.3. Марсианские АМС 571
3.3. СЕРИЯ 4МВ. РАБОТА НАД ОШИБКАМИ 574
3.4. ПРОЕКТ 5МВ (ОКБ-1, 1961 ГОД) 574
3.5. ПРОЕКТ 5МВ (ОКБ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА, 1966 ГОД) 574
3.6. УМВЛ - УНИВЕРСАЛЬНЫЙ АППАРАТ ДЛЯ МАРСА, ВЕНЕРЫ И ЛУНЫ 576

ГЛАВА 4. ШТУРМ ВЕНЕРЫ 579

4.1. ПЕРЕХОД КОЛИЧЕСТВА В КАЧЕСТВО 581
4.1.1. АМС В-67 (1В) 581
4.1.2. АМС В-69 (1В1) 582
4.1.3. АМС В-70 (2В) 583
4.1.4. Альтернативный проект В-70 584

4.1.5. АМС В-72 (2В1) ... 584
4.1.6. АМС 3В ... 584
4.2. АМС «ВЕНЕРА» ТРЕТЬЕГО ПОКОЛЕНИЯ ... 585
4.2.1. 4В (В-73 / В-75) ... 586
4.2.2. 4В1 (В-77 / В-78) ... 588
4.2.3. 4В1М (В-80 / В-81) ... 589
4.2.4. 4В2 (В-81 / В-83) ... 590
4.2.5. 4В-3 (В-84) ... 593
4.3. МНОГОСТРАДАЛЬНЫЙ ПРОЕКТ 5В ... 593
4.3.1. Проект 5В (1977 г.) ... 593
4.3.2. Проект 183В (на платформе УМВЛ) ... 593
4.3.3. Проект 5В (1979 г.) ... 594
4.3.4. 5ВК («ВеГа») ... 594
4.4. ПРОЕКТ 6В ... 598
4.5. ДОЛГОЖИВУЩАЯ ВЕНЕРИАНСКАЯ СТАНЦИЯ ... 598
4.5.1. ДЖВС ... 598
4.5.2. Проект «Венера-Д» ... 599
4.5.3. Облегченная АМС «Венера-Д» ... 599
4.5.4. Российско-европейский вариант «Венера-Д» ... 600
4.5.5. Российско-американский вариант «Венера-Д» ... 600
4.6. ПРОЕКТ «ВЕНЕРА-ГЛОБ» ... 601
ГЛАВА 5. «ВСЕ НА МАРС!» ... 603
5.1. ВТОРОЙ ЭТАП. КБ ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА ... 605
5.1.1. Проект АМС М-67 (1М) ... 605
5.1.2. АМС М-69 (2М) ... 605
5.1.3. АМС М-71 (3М) ... 607
5.1.4. М-73 (3М2) ... 611
5.1.5. М-75 ... 613
5.2. СУПЕР-АМС ДЛЯ СУПЕР-РН (МАРС-75) ... 615
5.2.1. ТМАК ... 615
5.2.2. Тяжелый марсоход 4НМ ... 616
5.2.3. 5НМ – доставка марсианского грунта ... 616
5.3. МАРСОХОД 4М (МАРС-77) ... 617
5.3.1. Транспортный комплекс «Марс-77» ... 617
5.3.2. 4М – малый марсоход (проект 1972 года) ... 618
5.3.3. 4МС – спутник-ретранслятор ... 618
5.3.4. 4М – малый марсоход (проект 1973 года) ... 618
5.4. ДОСТАВКА МАРСИАНСКОГО ГРУНТА – ПРОЕКТ 5М (МАРС-79) ... 618
5.4.1. 5М – трехпусковая схема ... 618
5.4.2. 5М – двухпусковая схема ... 619
5.4.3. 5М – дозаправка в космосе ... 620
5.5. ПРОЕКТ 6М (1977 Г.) ... 621
5.6. ПРОЕКТ АМС 6Ф ... 621
5.7. ПРОГРАММА «ФОБОС» ... 622
5.7.1. Проектные проработки АМС «Фобос» ... 622
5.7.2. АМС «Фобос» 1Ф ... 623
5.7.3. Проект «Фобос» 2Ф ... 625
5.8. ПРОЕКТЫ 6М, 7М И 8М (1984 Г.) ... 625
5.9. ПРОЕКТ «ПЛАНЕТА Ф» ... 626

5.10. ПРОГРАММА «МС-92 / М1» 626
5.10.1. Проект М1 1987 года 626
5.10.2. Проект М1 1988 года 626
5.10.3. Проект М1/М2/М3 1989 года 627
5.11. МАРСОХОД-2 633
5.11.1. Проект М1М 633
5.11.2. Программа «На Марс – вместе» 633
5.11.3. Проект мини-АМС 634
5.11.4. Проект доставки «Марсохода» (2005 г.) 634
5.12. ПРОЕКТ «ФОБОС-ГРУНТ» 635
5.12.1. Проект «Марс-2001» 635
5.12.2. Рождение проекта «Фобос-Грунт» 635
5.12.3. Проект АМС «Фобос-Грунт» 2000 года 636
5.12.4. Проект АМС «Фобос-Грунт» 2004 года 638
5.12.5. Уточненный проект 2005 года. 639
5.12.6. АМС «Фобос-Грунт» 641
5.12.7. Проект «Бумеранг» 645
5.13. ПРОЕКТ «EXOMARS» 646
5.13.1. АМС «ЭкзоМарс-2018/2020/2022» 646
5.14. ПРОЕКТЫ, ОСТАВШИЕСЯ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ 647
5.14.1. Проект «Марс-Грунт» 647
5.14.2. Проект «Марс-НЭТ» 650
5.15. ПОКОЛЕНИЯ АМС «МАРС» И «ВЕНЕРА» 652
ГЛАВА 6. ДАЛЬНИЕ АМС 655
6.1. ИССЛЕДОВАНИЯ ВНЕШНИХ ПЛАНЕТ 657
6.1.1. НИР «Зевс» 657
6.1.2. НИР «ЮСат» 657
6.1.3. НИР «Вселенная» и «Расплав» 657
6.1.4. Проект «Лед» 657
6.1.5. Проект АМС «Европа» 658
6.1.6. Проект «Лаплас» 659
6.2. ИССЛЕДОВАНИЯ МЕРКУРИЯ 661
6.2.1. Проект «Гермес» 661
6.2.2. Проект «Меркурий-П» 661
6.2.3. Проект «Меркурий-ПМ» 661
6.3. ИССЛЕДОВАНИЯ КОМЕТ И АСТЕРОИДОВ 662
6.3.1. АМС 5ВК «Вега» 662
6.3.2. Проект «Веста» 664
6.3.3. Проект «Апофис» 666
6.3.4. Проект МКА-ЭРДУ «Анапа» 666
6.3.5. Проект «Комета-Грунт» 666
6.4. «СОЛНЕЧНЫЕ» АМС 667
6.4.1. АМС 2АС «Гелиозонд» 667
6.4.2. Проект АМС «Циолковский» 667
6.4.3. Проект «Пламя» 668
6.4.4. Проект АМС «Солнечная платформа» 668
6.4.5. Проект «Интергелиос» 669
6.5. КА В ТОЧКАХ ЛАГРАНЖА 671
6.5.1. Астрофизические обсерватории «Спектр» 671

ГЛАВА 7. ИСЗ НА БАЗЕ АМС 673
7.1. ПЛАТФОРМА 4В/5В 675
7.1.1. КА «Астрон» 1А 675
7.1.2. КА «Гранат» 1АС 675
7.1.3. Многоцелевой высокоорбитальный модуль 675
7.1.4. КА «Аркон-1» («Аракс» 11Ф664) 676
7.1.5. КА «Ломоносов» 676
7.2. КА НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ УМВЛ 677
ГЛАВА 8. «ЛУННЫЕ СТРАДАНИЯ» 679
8.1. ПРОЕКТ «ЛУНА-ГЛОБ» 1997 ГОДА 681
8.2. ПРОЕКТ 1998 ГОДА 682
8.3. ПРОЕКТ 2006 ГОДА 683
8.3.1. «Луна-Глоб» 683
8.3.2. Луноход 684
8.3.3. «Луна-Грунт» 685
8.3.4. Лунный полигон 685
8.4. ПРОЕКТ «ЛУНА-РЕСУРС» 685
8.4.1. «Луна-Ресурс 1» 685
8.4.2. «Луна-Ресурс 2» 686
8.5. ЛУННАЯ ПРОГРАММА 2012 Г. 686
8.5.1. Первый этап 686
8.5.2. Второй этап 688
8.6. ЭВОЛЮЦИЯ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ 688
8.6.1. 2018 год 688
8.6.2. 2019 год 690
8.7. КОНЦЕПТ-ПРОЕКТ «КОРВЕТ» 691

ГЛАВА 1. АВТОМАТИЧЕСКИЕ ЛУННЫЕ СТАНЦИИ

1.1. Первые планы и достижения

1.1.1. Программа Е – исследование Луны

Следующей задачей после запуска первого искусственного спутника Земли было достижение Луны, как ближайшего к Земле небесного тела. В 1957 году в ОКБ-1, руководимом С.П. Королевым, были сформулированы следующие первоочередные задачи для лунных АМС:

Е1 – прямое попадание в Луну;
Е2 – облет Луны для фотографирования невидимой с Земли стороны Луны;
Е3 – фотографирование обратной стороны Луны с высоким разрешением;
Е4 – доставка на Луну ядерного заряда для наблюдения факта попадания в Луну;
Е5 – создание искусственного спутника Луны.

В 1959 году были предложены еще две задачи для лунных аппаратов:

Е6 – мягкая посадка на поверхность Луны;
Е7 – передача телевизионного изображения Луны с орбиты искусственного спутника Луны.

В 1960 году появился проект Е8 – доставка на Луну самоходной АМС («Лунохода»).

Индекс «Е» был принят в связи тем, что третья ступень 8К72, на которой монтировались первые АМС при запусках к Луне, имела наименование «блок Е». Отсюда – объект Е1, Е2 и т.д.

1.1.2. Ракетой по движущейся Луне

Е1 – простейший вариант АМС для достижения Луны. АМС была выполнена в виде сферического контейнера, внутри которого устанавливались радиопередатчики, источники электроэнергии, и научная аппаратура для измерения параметров межпланетной среды:

- трехкомпонентный магнитометр;
- два газоразрядных счетчика корпускулярных частиц;
- два пьезоэлектрических детектора микрометеоритов;
- детектор космического излучения;
- четыре ловушки заряженных частиц.

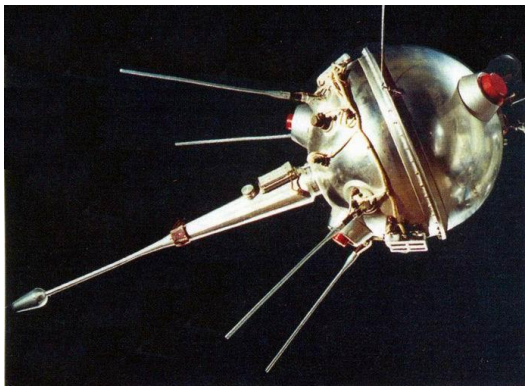


Рис. 3.1. АМС типа Е1 («Луна-1»)

В контейнере находился также вымпел – металлическая сфера, составленная из пятигранных пластин с изображением герба СССР. Диаметр сферической оболочки – 800 мм, максимальный поперечный размер корпуса – 850 мм.

Конструктивно АМС этого типа аналогична первому спутнику ПС, но имела несколько большие размеры. Запуск АМС Е1 производился РН 8К72 – трехступенчатым вариантом ракеты Р-7. После окончания работы 3-й ступени РН АМС пружинным толкателем отделялась от ступени, однако, оба объекта продолжали лететь по близким траекториям, что позволило часть аппаратуры устанавливать не внутри корпуса АМС, а на 3-й ступени РН. Суммарная масса 3-й ступени – 1 472 кг, в т.ч. масса полезной нагрузки – 361,3 кг. Масса собственно АМС Е1 – 187 кг.

Е1А – вариант АМС Е1, отличающийся незначительной доработкой бортовой аппаратуры. Так, в частности, были установлены шесть (вместо двух) газоразрядных счетчиков, улучшенный пьезоэлектрический детектор. Масса полезной нагрузки – около 390 кг, в т.ч. собственно АМС – около 190 кг.

Всего было осуществлено семь попыток запуска АМС этих типов, четыре закончились аварией РН, один запуск был остановлен из-за сбоя в работе систем 1-й ступени РН. Из двух успешных стартов один завершился промахом мимо Луны (запуск 02.01.1959 г., «Луна-1»), и лишь шестой запуск завершился попаданием в Луну (14.09.1959 г., «Луна-2»).

1.1.3. НЕВИДИМАЯ СТОРОНА ЛУНЫ

Е2 – проект АМС для фототелевизионной съемки обратной стороны Луны. Состав аппаратуры:

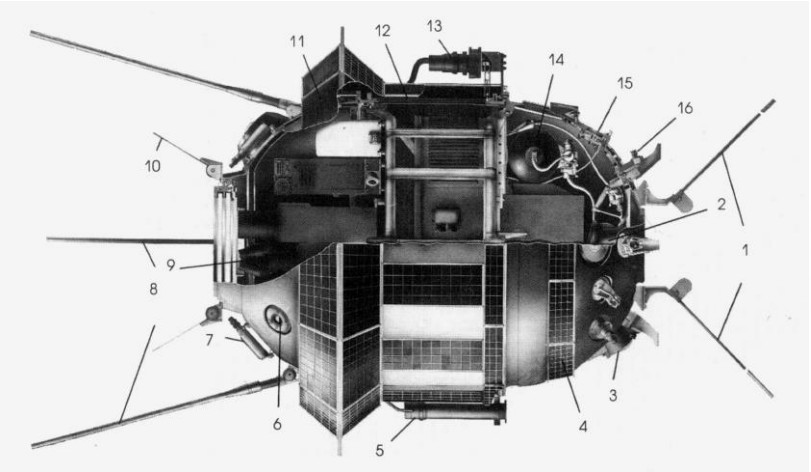
- фототелевизионное устройство (ФТУ) «Енисей-1»;
- детектор микрометеоритных частиц;
- детектор космического излучения.

Комплект аппаратуры «Енисей-1», устанавливаемый на АМС, включал фотокамеру, устройство для автоматической проявки пленки и фототелевизионное устройство для передачи на Землю полученных изображений.

АЛС типа Е2 не изготавливались в связи с принятием варианта Е2А.

Е2А – утвержденный к изготовлению вариант АМС Е2, отличающийся усовершенствованным фототелевизионным устройством (ФТУ) «Енисей-2». АМС выводилась на эллиптическую орбиту, огибающую Луну на максимальном расстоянии около 70 000 км. Фотокамера АФА-Е1 имела два объектива с фокусными расстояниями 200 мм и 500 мм (угол зрения 10° и 4°, соответственно). Система ориентации управляла положением АМС так, чтобы при облете Луны объективы фотокамеры смотрели на поверхность Луны. Длительность съемки около 40 минут, запас пленки рассчитан на получение 40 кадров на пленке шириной 35 мм. Сканирование полученных фотоснимков производилось с разрешением 1 440 х 1 440 и 720 х 720 строк/пикселов. Масса АМС Е2А – около 280 кг, максимальный диаметр 1,2 м, длина корпуса – 1,3 м. Запуск осуществлялся РН 8К72.

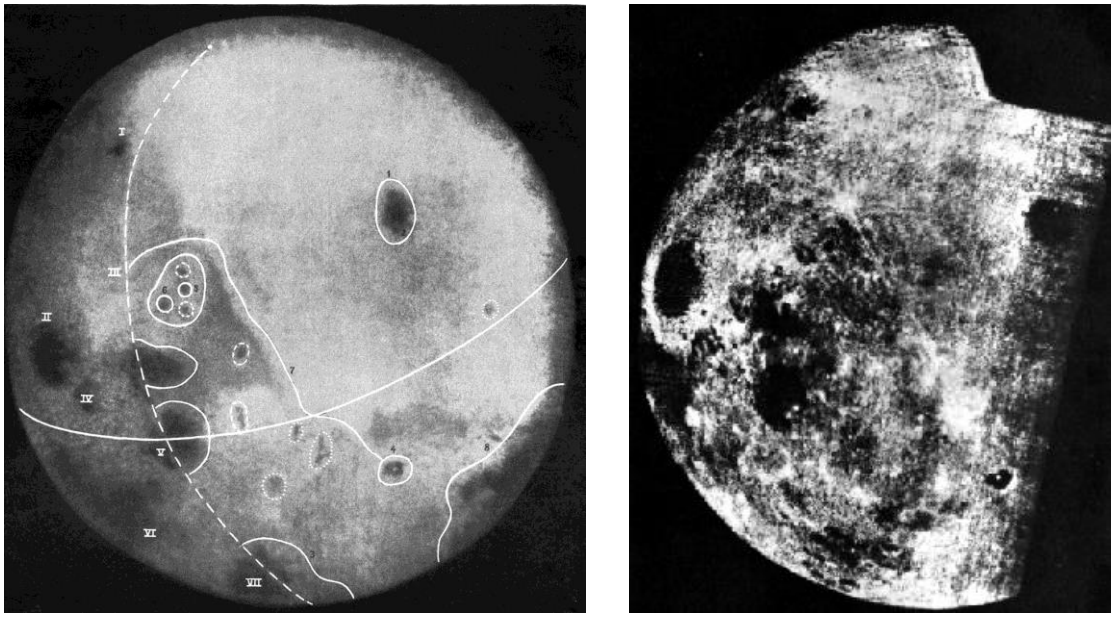
Первый же запуск АМС Е2А оказался успешным: впервые в мире были получены фотоизображения обратной стороны Луны. Было получено 29 фотоснимков, которые покрывали почти 70 % поверхности обратной стороны Луны. При завершении первого витка полета, когда АМС приблизилась к Земле, аппаратура была включена в режим передачи. Всего было передано 17 фотоизображений.



1 – ленточные антенны
2 – воздуховод вентилятора
3 – протонная ловушка
4 – малая солнечная батарея
5 – масс-спектрометр
6 – солнечные датчики переворота
7 – регистратор метеорных частиц
8 – штыревые антенны
9 – лунные датчики
10 – крышка иллюминатора
11 – большая солнечная батарея
12 – жалюзи
13 – привод системы терморегулирования
14 – пневмоблок системы ориентации
15 – солнечные датчики
16 – управляющие сопла

Рис. 3.2. АМС типа Е2А («Луна-3»)

Е3 (Е2Ф) – АМС с двойным комплектом усовершенствованного фототелевизионного устройства. Каждая фотокамера АФА-Е2 оборудовалась одним объективом с фокусным расстоянием 750 мм. С помощью АМС типа Е3 планировалось получить улучшенные фотографии обратной стороны Луны, при этом съемка на пленку шириной 70 мм должна была начаться с края видимой стороны Луны для точной привязки при картографировании невидимой стороны. Принятый к изготовлению вариант АМС Е3 базировался на конструкции АМС Е2А, в связи с чем АМС получила обозначение также Е2Ф. Были изготовлены и запущены две АМС типа Е3 (Е2Ф), оба запуска оказались неудачными из-за аварий РН 8К72.



a) **b)**

a – одна из фотографий, опубликованных в 1959 г.
b – одна из фотографий после обработки на компьютере

Рис. 3.3. Фотографии обратной стороны Луны, переданные АМС «Луна-3»

Табл. 3.1. Запуски АМС типов Е1, Е2А и Е2Ф (Е3)

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	-	Е1 № 1	187	23.09.58	Попадание в Луну.	Авария 1-й ступени РН.
2	-	Е1 № 2	187	12.10.58	Попадание в Луну.	Авария 1-й ступени РН.
3	-	Е1 № 3	187	04.12.58	Попадание в Луну.	Авария 2-й ступени РН.
4	«Луна-1» («Мечта»)	Е1 № 4	187 (361,3/ 1472[1])	02.01.59	Попадание в Луну.	Из-за ошибки в системе радиоуправления на участке работы 3-й ступени РН АМС была выведена на траекторию пролета мимо Луны. 04.01.59 г., через 34 часа после запуска, АМС прошла на расстоянии около 6 400 км от поверхности Луны и вышла на гелио-центрическую орбиту, став первым в мире искусственным объектом, покинувшим поле тяготения Земли. Параметры орбиты 146,4 млн. км х 197,2 млн. км, Т
5	-	Е1А № 5	190	18.06.59	Попадание в Луну.	Авария 2-й ступени РН.
	-	Е1А № 6	190	09.09.59	Попадание в Луну.	Из-за сбоя в системе управления 1-й ступени пуск прекращен, РН снята со старта.
6	«Луна-2»	Е1А № 7	190 (390,2[83])	12.09.59	Попадание в Луну.	14.09.59 г., через 38ч 21м 21с после старта, АМС «Луна-2» впервые в мире достигла поверхности Луны. вблизи восточной границы Моря Ясности (~30º с.ш., ~0º в.д.).
7	«Луна-3»	Е2А № 1	278,5	04.10.59	Фотосъемка обратной стороны Луны.	07.10.59 г. Произведено первое в мире фотографирование обратной стороны Луны с расстояния 6 200-7 000 км. Полученные снимки переданы на Землю. Связь с АМС прекратилась в ноябре 1959 г. АМС после облета Луны совершила 11 витков по эллиптической орбите ИСЗ.

[1] Суммарная масса АМС и приборов, установленных на 3-й ступени РН / Полная масса 3-й ступени.

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
8	-	Е3 № 1		15.04.60	Фотосъемка обратной стороны Луны с высоким разрешением.	Авария 3-й ступени РН.
9	-	Е3 № 2		19.04.60	Фотосъемка обратной стороны Луны с высоким разрешением.	Авария 1-й ступени РН.

1.1.4. Ядерная бомба для Луны

Е4 – АМС для доставки на поверхность Луны ядерного заряда. Ядерный взрыв на Луне, наблюдаемый с Земли, должен был послужить неоспоримым доказательством попадания в Луну запущенного с Земли объекта. После сравнения отрицательных аргументов (опасные последствия в случае аварии на старте или на участке выведения; в случае невыхода на расчетную траекторию и последующим падением в непредсказуемой точке земной поверхности) и немногих положительных (визуальное подтверждение попадания; возможное проведение спектрального изучения лунных пород при наблюдении взрыва) было решено от этого проекта отказаться, тем более, что факт попадания мог быть подтвержден траекторными измерениями и зафиксирован по факту прекращения работы радиопередатчика в расчетное время попадания.

Рис. 3.4. Взрыв АМС Е4 на Луне

Работы по АМС типа Е4 были прекращены в 1958 году, ещё до первых запусков АМС типа Е1.

1.1.5. Лунный спутник

Е5 – проект АМС, выводимой на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ). АМС Е5 конструктивно создавалась на базе Е3, но вместо фототелевизионной системы на АМС размещалась тормозная двигательная установка для выхода на орбиту ИСЛ. Для запуска планировалось использовать РН 8К73, отличавшуюся от 8К72 третьей ступенью с более мощным двигателем. В связи с задержками в создании этого двигателя работы по РН 8К73 были прекращены. Проект АМС типа Е5 также был закрыт.

1.2. Близкое знакомство с Луной

1.2.1. Новые возможности

В 1959 году начались работы по проектам АМС Е6 и Е7. Годом позднее, в 1960 году, появился четырехступенчатый вариант ракеты Р-7, получивший наименование 8К78 и ставший позже известным, как РН «Молния». Работы по проектам мягкой посадки на Луну и создания спутника Луны были немедленно переориентированы на новый вариант носителя, который обеспечивал отправку к Луне объекта массой до 1,5 тонн. В измененный проект была заложена идеология универсального транспортного блока с различными полезными грузами. В связи с этим вместо проекта спутника Луны Е7 появилось несколько модификаций АМС Е6, в которых на транспортный блок Е6 устанавливался объект, предназначавшийся для работы на орбите спутника Луны.

1.2.2. Мягкая посадка

Е6 – автоматическая станция состояла из собственно посадочного блока, доставляемого на поверхность Луны, и транспортного блока, осуществлявшего корректировку траектории при полете к Луне и торможение при подлете к Луне.

В состав транспортного блока входили: корректировочно-тормозная двигательная установка (КТДУ) тягой до 4,6 тс, топливные баки, системы астронавигации, ориентации, телеметрии и

радиосвязи, а также научные приборы для продолжения исследования околоземного пространства:

- газоразрядные счетчики корпускулярных частиц;
- пьезоэлектрические детекторы микрометеоритов;
- детекторы космического излучения.

Часть этих систем располагалась в блоках, которые сбрасывались перед включением КТДУ при подлете к Луне. КТДУ включалась на высоте 75 км и работала в режиме торможения до высоты около 260 м. Дальнейшее торможение происходило в режиме «парашютирования» с помощью двигателей управления. По сигналу датчика-щупа АМС отделялась от транспортного блока и падала на поверхность Луны со скоростью не более 15 м/с. Для смягчения удара АМС снабжалась надувным амортизатором. Внешняя оболочка АМС была выполнена в виде четырех раскрываемых лепестков, которые предохраняли аппаратуру АМС от соударения с поверхностью Луны, обеспечивали необходимое положение АМС после раскрытия, а также являлись антеннами для телевизионного устройства.

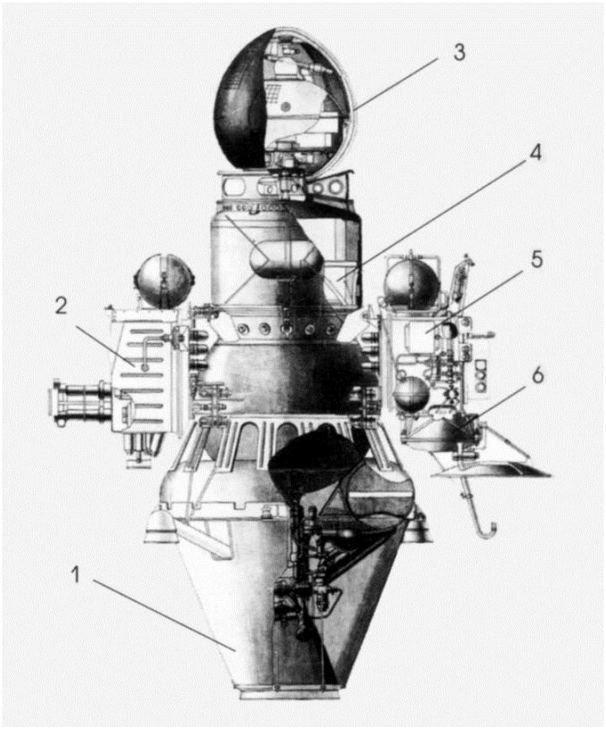
Состав научного оборудования АМС был минимальным:

- телевизионная камера;
- детектор корпускулярного излучения;
- гамма-спектрометр.

Угол зрения телекамеры составлял 360° по горизонтали и 36° по вертикали, размер панорамы – 6 000 х 500 пикс.

Масса АМС – 84-100 кг, стартовая масса всей станции – 1 440-1 580 кг. Высота АМС с антеннами 1,12 м, диаметр по раскрытым посадочным лепесткам – 1,6 м. Расчетное время работы АМС на Луне – 5 суток.

Первая попытка осуществления мягкой посадки была предпринята в январе 1963 года, но достичь успеха удалось только через три года – с двенадцатой попытки. После неудачи АМС «Луна-8» было высказано предположение, что станция теряет ориентацию при наддуве амортизирующей оболочки. Устранение этой причины было осуществлено уже специалистами ОКБ им. С.А. Лавочкина.



1 – КТДУ
2 – сбрасываемые блоки аппаратуры
3 – АЛС
4– баллоны системы ориентации
5 – двигатели управления
6 – радиовысотомер

Рис. 3.5. АМС типа Е6 («Луна-9»)

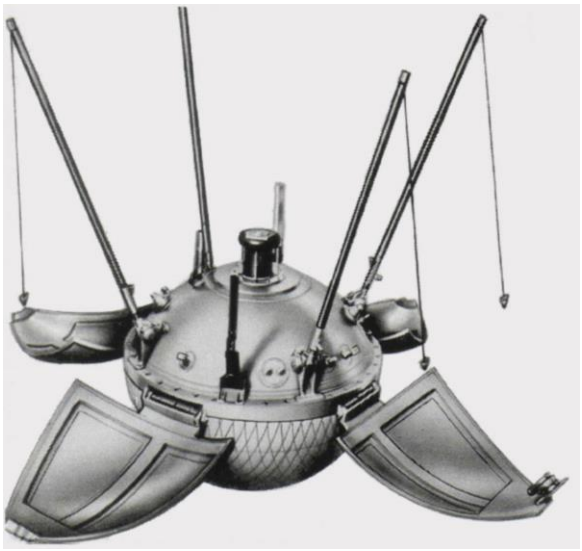


Рис. 3.6. АМС Е6 («Луна-9»)

В 1965 году все материалы по межпланетной тематике были переданы из ОКБ-1 в ОКБ им. С.А. Лавочкина, которым руководил Г.Н. Бабакин.

Е6М – модифицированный вариант АМС Е6. Основным изменением было перенесение аппаратуры наддува амортизирующей оболочки АМС из отделяемых блоков на основную конструкцию транспортного блока. Это позволило производить наддув оболочки после начала работы КТДУ,

благодаря чему для поддержки ориентации АМС во время наддува использовались рулевые сопла КТДУ, более мощные, чем газовые сопла системы ориентации.

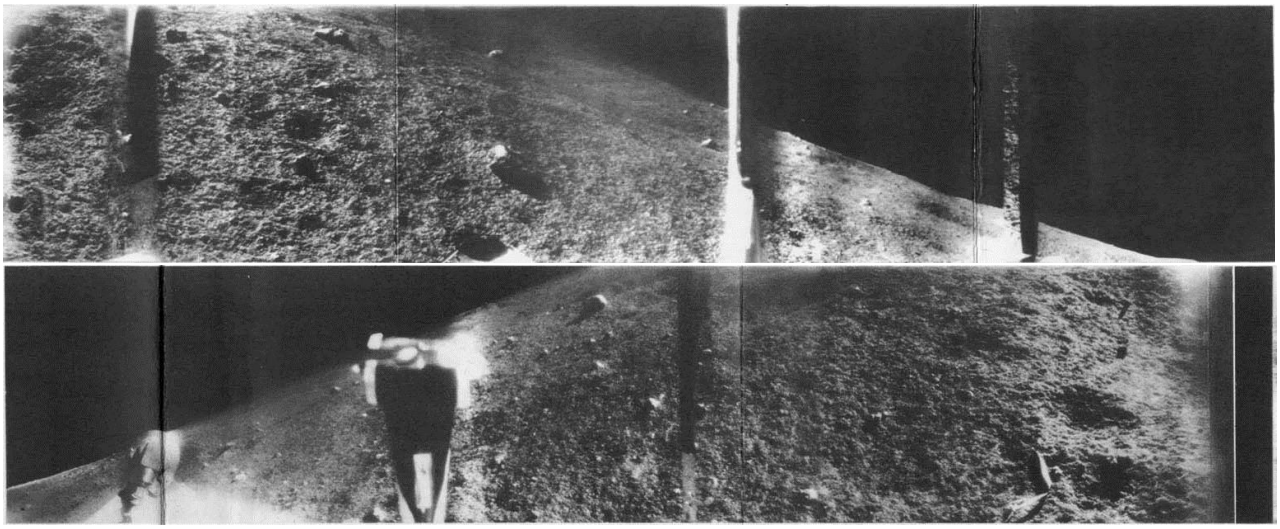


Рис. 3.7. Участки лунной панорамы, переданной АМС «Луна-9»

Первая АМС Е6М №202 была собрана с использованием задела, переданного ЗЭМом, поэтому иногда ее считают последней АМС Е6 производства королёвской фирмы. Как бы то ни было, именно модифицированная специалистами ОКБ им. С.А. Лавочкина АМС Е6М «Луна-9» совершила первую в истории человечества мягкую посадку на Луну (и вообще на иное небесное тело).

Это произошло 03.02.66 – АМС «Луна-9» совершила мягкую посадку на поверхность Луны в Океане Бурь в точке с координатами 7º08’ с.ш. и 64º22’ з.д. АМС передала 3 панорамы поверхности Луны при разной высоте Солнца над лунным горизонтом. Гамма-спектрометр вышел из строя еще до старта, поэтому работа с ним не проводилась.

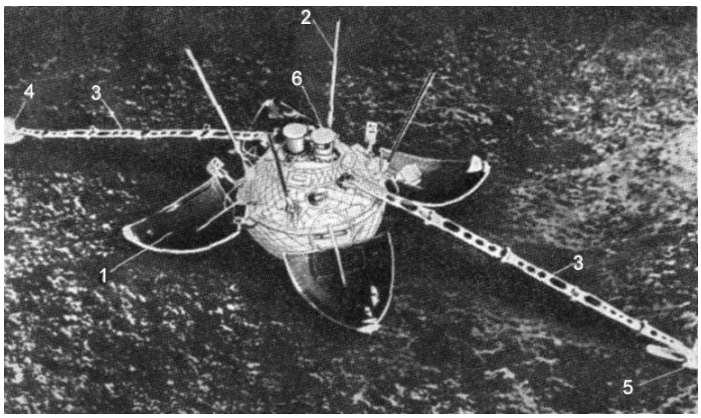
В дальнейшем автоматическая станция Е6М силами КБ им. С.А. Лавочкина была еще несколько усовершенствована и снабжена расширенным набором научного оборудования. АМС была оснащена двумя раздвижными механизмами, с помощью которых после посадки на грунт выдвигались приборы для изучения физико-механических свойств лунного грунта и определения его состава.

Состав научных приборов АМС Е6М:

- трехосный посадочный акселерометр;
- 2 телевизионные камеры;
- инфракрасный радиометр;
- грунтомер-пенетрометр;
- радиационный плотномер;
- детектор корпускулярного излучения.

Гамма-спектрометр, устанавливавшийся на АМС Е6, в составе аппаратуры АМС Е6М отсутствовал.

Масса АМС возросла до 113 кг, а полный вес АМС – до 1 620 кг. Запуск одной АМС этого типа – «Луна-13», – состоялся в конце 1966 года и завершился успешным повторением мягкой посадки. С помощью трехосного акселерометра была получена информация о механических характеристиках грунта до глубины 20-30 см. Были



1 – лепестковые антенны
2 – штыревые антенны
3 – механизм выноса приборов
4 – механический пенетрометр
5 – радиационный плотномер
6 – телевизионная камера

Рис. 3.8. АМС Е6М («Луна-13») после прилунения

измерены температура на поверхности грунта и уровни радиационного излучения. Проведена телесъемка поверхности Луны. Одна из телекамер вышла из строя, поэтому получить стереоизображения, как это планировалось, не удалось.

Табл. 3.2. Запуски АМС типа Е6 и Е6М

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Спутник-25	Е6 № 2	1 420	04.01.63	Мягкая посадка на Луну.	Отказ системы управления блока «Л». АЛС осталась на орбите ИСЗ.
2	-	Е6 № 3	1 420	03.02.63	Мягкая посадка на Луну.	Авария РН.
3	Луна-4	Е6 № 4	1 422	02.04.63	Мягкая посадка на Луну.	Из-за отказа в системе астронавигации АЛС пролетела на расстоянии 8 336 км от поверхности Луны.
4	-	Е6 № 6	1 422	21.03.64	Мягкая посадка на Луну.	Отказ ДУ 3-й ступени РН.
5	-	Е6 № 5	1 422	20.04.64	Мягкая посадка на Луну.	Отказ блока «Л».
6	Космос-60	Е6 № 9	1 470	12.03.65	Мягкая посадка на Луну.	Отказ блока «Л».
7	-	Е6 № 8	1 470	10.04.65	Мягкая посадка на Луну.	Отказ ДУ 3-й ступени РН.
8	Луна-5	Е6 № 10	1 476	09.05.65	Мягкая посадка на Луну.	Из-за отказа в системе управления АЛС разбилась на поверхности Луны в точке с координатами 31° ю.ш. 8° з.д.
9	Луна-6	Е6 № 7	1 442	08.06.65	Мягкая посадка на Луну.	Отказ системы КТДУ. АМС пролетела на расстоянии 159 613 км от поверхности Луны.
		Е6 № 11		04.09.65	Мягкая посадка на Луну.	Отмена пуска из-за отказа систем РН.
10	Луна-7	Е6 № 11	1 506	04.10.65	Мягкая посадка на Луну.	АЛС разбилась о поверхность Луны в точке с координатами 9° с.ш. 49° з.д. из-за потери ориентации во время торможения.
11	Луна-8	Е6 № 12	1 552 / 104,5[84]	03.12.65	Мягкая посадка на Луну.	АЛС разбилась о поверхность Луны в точке с координатами 9°08’ с.ш. 63°18’ з.д. из-за потери ориентации во время торможения.
12	Луна-9	Е6М № 202 (Е6 № 13)	1 583,7 / 100[1]	31.01.66	Мягкая посадка на Луну.	03.02.66 АМС совершила первую в мире мягкую посадку АМС на поверхность Луны в Океане Бурь в точке с координатами 7º08’ с.ш. и 64º22’ з.д. Связь с АМС поддерживалась до 06.02.66 г.
13	Луна-13	Е6М № 205	1 620 / 113[84]	21.12.66	Мягкая посадка на Луну.	24.12.66 АМС совершила мягкую посадку на Луну в Океане Бурь в точке с координатами 18º52’ с.ш. и 62º03’ з.д. Получены данные о физико-механических свойствах лунного грунта. АМС передала 5 телевизионных панорам поверхности Луны при различной высоте Солнца. Работа АМС продолжалась до 28.12.66 г.

[1] Масса АМС при старте с Земли / масса АМС после посадки.

1.2.3. «Интернационал» с орбиты Луны

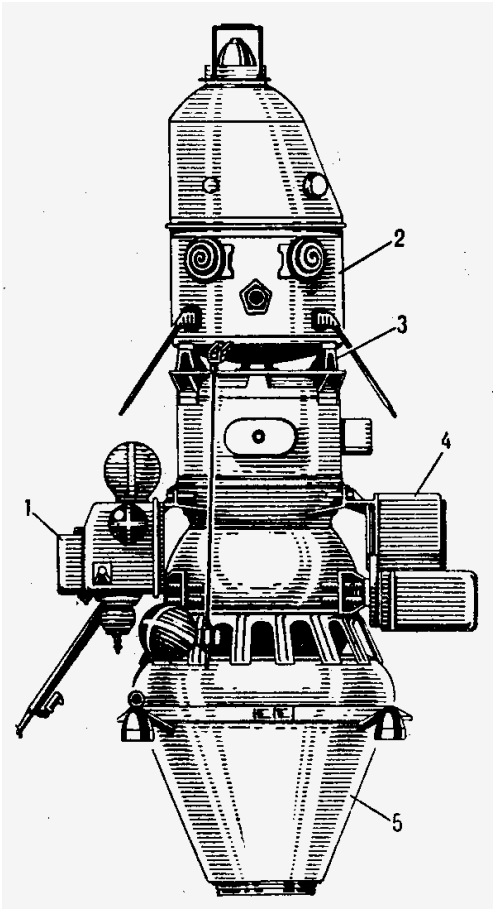
Е6С (Е6 Спутник) – АМС, предназначенная для отработки техники выведения автоматических станций на окололунную орбиту. Аналогично базовому варианту, состояла из двух блоков: транспортного – такого же, как у АМС типа Е6, – и блока с аппаратурой для работы на селеноцентрической орбите. После выхода на орбиту ИСЛ происходило отделение АМС от транспортного блока. Аппаратура ИСЛ снабжалась электроэнергией от химических батарей, по истощении заряда которых АМС прекращала работу.

Состав научной аппаратуры АМС Е6С:

- магнитометр;
- гамма-спектрометр для исследования излучения лунной поверхности;
- пять газоразрядных счетчиков;
- две ионных ловушки;
- радиометр для регистрации корпускулярного излучения;
- пьезоэлектрические детекторы микрометеоритных частиц;
- инфракрасный детектор;
- счетчики низкоэнергетических рентгеновских лучей.

Масса АМС Е6С – 248,5 кг.

Было предпринято две попытки запуска АМС типа Е6С. Первая закончилась неудачей из-за сбоя в системе управления разгонного блока «Л», второй запуск был успешным – впервые в мире был создан искусственный спутник Луны (ИСЛ) «Луна-10». Запуск был приурочен к XXIII съезду КПСС, в ознаменование чего «Луна-10» транслировала с окололунной орбиты «Интернационал».



1 – блоки научной аппаратуры
2 – АЛС
3 – устройство отделения АЛС
4 – блоки системы ориентации
5 – КТДУ

Рис. 3.9. АМС типа Е6С («Луна-10»)

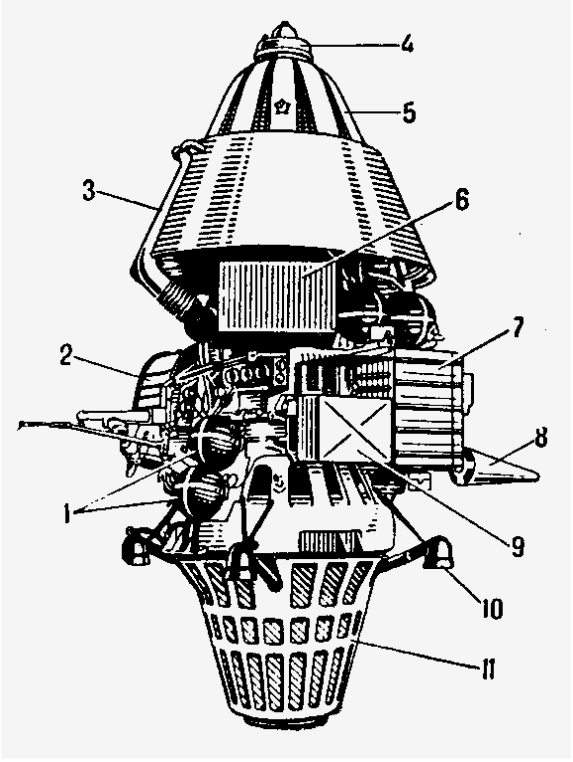
Е6 ЛФ (Лунный Фотограф) – АМС, предназначенная для изучения окололунного пространства с орбиты ИСЛ и детального фотографирования поверхности Луны в районах, намеченных для высадки пилотируемых экспедиций. В отличие от АМС типа Е6С, разделение блоков на орбите ИСЛ не производилось.

Состав научной аппаратуры:

- две фототелевизионных установки (ФТУ-Б и ФТУ-М);
- гамма-спектрометр;
- детектор микрометеоритов;
- радиометр;
- детектор рентгеновского излучения;
- длинноволновый радиометр;
- спектрофотометр;
- экспериментальный редуктор для исследования работы зубчатой передачи в вакууме.

Рис. 3.10. АМС Е6С «Луна-10»

ФТУ имели фокусные расстояния объективов 500 мм (ФТУ-Б) и 110 мм (ФТУ-М). Запас пленки каждого ФТУ был рассчитан на 42 кадра размером 24 х 24 мм, или 1 100 х 1 100 элементов в кадре. В зависимости от высоты орбиты разрешение изображений составляло 5-20 метров.



1 – баллоны системы ориентации
2 – фототелевизионное устройство
3 – радиатор системы терморегулирования
4 – радиометр
5 – приборный отсек
6 – блок батарей
7 – блок системы астроориентации
8 – антенна
9 – блок системы астроориентации
10 – двигатели управления
11 – КТДУ

Рис. 3.11. АМС типа Е6 ЛФ («Луна-12»)

Масса АМС – 1 640 кг.

Было выполнено два запуска АМС этого типа – «Луна-11» и «Луна-12». Первый запуск был неудачный, АМС вышла на окололунную орбиту, но из-за сбоя в аппаратуре фотоизображений лунной поверхности получить не удалось. Вторая АМС, – «Луна-12», – была успешно выведена на окололунную орбиту и полностью выполнила программу полета.

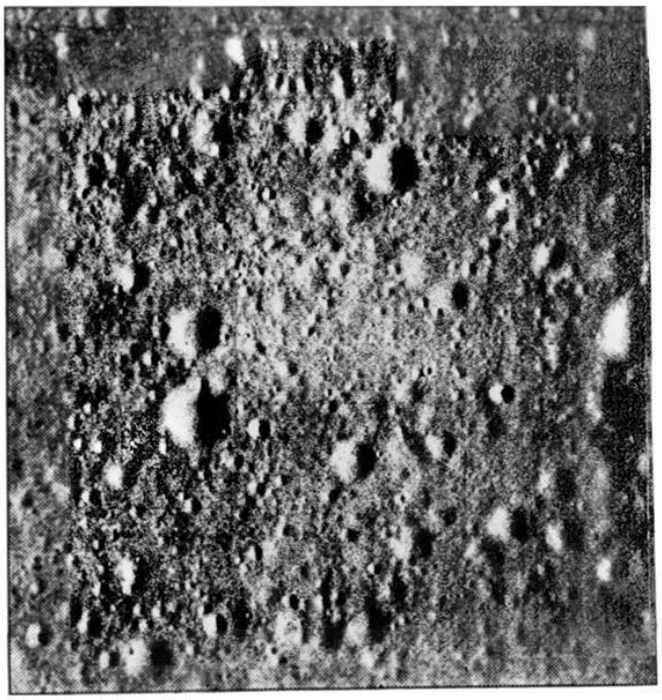


Рис. 3.12. Один из снимков, сделанных АМС Е6 ЛФ «Луна-12»

Е6 ЛС (Лунная Связь) – АМС, предназначенная для отработки радиосвязи с пилотируемыми КК, находящимися на орбите ИСЛ вне зоны видимости с Земли. Кроме радиоаппаратуры, АМС несла научные приборы для продолжения изучения окололунного пространства:

- радиометр;
- тканевый дозиметр;
- экспериментальные редукторы и подшипники для отработки функционирования в вакууме.

После испытания аппаратуры АМС на высокоэллиптической орбите («Космос-159») было осуществлено две попытки запуска АМС этого типа, но только одна оказалась успешной – АМС «Луна-14». Масса АМС – около 1 640 кг.

В табл. 3.3 приведена краткая информация по запускам АМС типов Е6С, Е6 ЛФ и Е6 ЛС.

Табл. 3.3. Запуски АМС типов Е6С, Е6 ЛФ и Е6 ЛС

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Космос-111	Е6С №204	248,5 (1 582)	01.03.66	Выход на орбиту ИСЛ.	Отказ системы управления блока «Л». АМС осталась на орбите ИСЗ.
2	Луна-10	Е6С №206	248,5 (1 584)	31.03.66	Выход на орбиту ИСЛ.	Первый в мире ИСЛ. 03.04.66 г. АМС вышла на орбиту ИСЛ с параметрами 350 х 1 016 км, 67,8 град. Связь с АМС прекратилась 30.05.1966 г.
3	Луна-11	Е6 ЛФ №101	1 640	24.08.66	Фотографирование поверхности Луны и исследования окололунного пространства с орбиты ИСЛ.	27.08.66 г. АМС вышла на орбиту ИСЛ с параметрами 163 х 1 194 км, 10,7 град. Из-за сбоя системы ориентации фотографии Луны получить не удалось. Часть научных приборов также не работала. Связь с АМС прекратилась 01.10.1966 г.
4	Луна-12	Е6 ЛФ №102	1 620 (1 136 – на орбите ИСЛ)	22.10.66	Фотографирование поверхности Луны и исследования окололунного пространства с орбиты ИСЛ.	25.10.66 г. АМС вышла на орбиту с параметрами 103х1 742 км, 36,6 град. Получены фототелевизионные изображения поверхности Луны с высоким качеством (28 кадров – ФТУ-Б и 14 кадров – ФТУ-М). Связь с АМС прекратилась 19.01.1967 г.
5	Космос-159	Е6 ЛС № 111	1 640	17.05.67	Отработка аппаратуры радиосвязи на высокоэллиптической орбите.	АЛС выведена на орбиту ИСЗ высотой 380 х 60 600 км. Испытания радиоаппаратуры проводились до 26.05.67 г. Научная аппаратура на АМС отсутствовала.
6	-	Е6 ЛС № 112		07.02.68	Отработка радиосвязи с орбиты ИСЛ.	Авария 3-й ступени РН.
7	Луна-14	Е6 ЛС № 113	1 700	07.04.68	Отработка радиосвязи с орбиты ИСЛ.	10.04.68 АМС вышла на орбиту ИСЛ с параметрами 160 х 870 км, 42 град.

Е7 (1960 г.) – проект ОКБ-1 АМС, выводимой на орбиту ИСЛ. РН – 8К72. Предварительный проект существовал в 1959-1960 году, до принятия решения об использовании универсального транспортного блока как для осуществления мягкой посадки (АЛС Е6), так и для создания искусственного спутника Луны. В 1965 г. материалы по проекту Е7 были переданы в ОКБ им. С.А. Лавочкина.

Эскизный проект АМС Е7, разработанный ОКБ им. С.А. Лавочкина, был выпущен в апреле 1966 года.

Е7 (1965-1966 гг.) – проект АМС для выведения на орбиту ИСЛ. Основное назначение:

- телевизионная съемка поверхности Луны с возможностью трансляции изображений по общесоюзному телевидению;
- телевизионная съемка участков поверхности в районах предполагаемых высадок пилотируемых экспедиций по программе Н1-Л3;
- фотографирование отдельных участков лунной поверхности со сверхвысоким разрешением;
- проведение научных исследований.

Энергопитание аппаратуры обеспечивали две панели солнечных батарей общей площадью 7 м^2.

Для обеспечения канала радиосвязи высокой пропускной способности на АМС предполагалось установить остронаправленную антенну с механизмом поворота, отслеживающим наведение антенны с высокой точностью.

На АМС должны были устанавливаться два фототелевизионных устройства (ФТУ) и три телекамеры с поворотными зеркалами. ФТУ должны были оснащаться объективами МТО-1000, запас пленки каждого ФТУ – 1 000 кадров. При съемке с высоты 5-6 км ФТУ обеспечивали съемку в каждом кадре участка поверхности размером 1,2 х 1,2 км с разрешением 1,5-2 м.

Конструктивно АМС состояла из КТДУ, аналогичной использовавшейся на АМС Е6, сферического топливного бака диаметром 1,04 м, приборного контейнера и навесного оборудования. Приборный контейнер имел вид цилиндра с полусферическими днищами. Диаметр контейнера 1,04 м, длина – 1,9 м. ФТУ размещались внутри приборного контейнера, а телекамеры и блоки научной аппаратуры – снаружи.

Масса АМС составляла по проекту 1 578 кг, в т.ч. 36 кг – научная аппаратура.

Запуск АМС Е7 рассчитывался на РН 8К78М с разгонным блоком Л. АМС планировалось выводить на окололунную орбиту 400 х 1 000 км, с последующим понижением периселения до 50-60 км. Телесъемка поверхности с помощью ФТУ должна была проводиться в течение 11-12 суток в режиме трехосной стабилизации, после чего АМС планировалось переводить в режим стабилизации закручиванием, и в течение 1,5-2 месяцев выполнять научные исследования.

Программой предлагалось осуществить два запуска АМС Е7 в 1967 году, и три запуска – в 1968 году.

АМС Е7 не изготавливалась, т.к. было принято решение о разработке более простых АМС Е6С и Е6 ЛФ для завоевания приоритета в создании искусственного спутника Луны.

1.2.4. Проект Л2 (1960-1963 гг.)

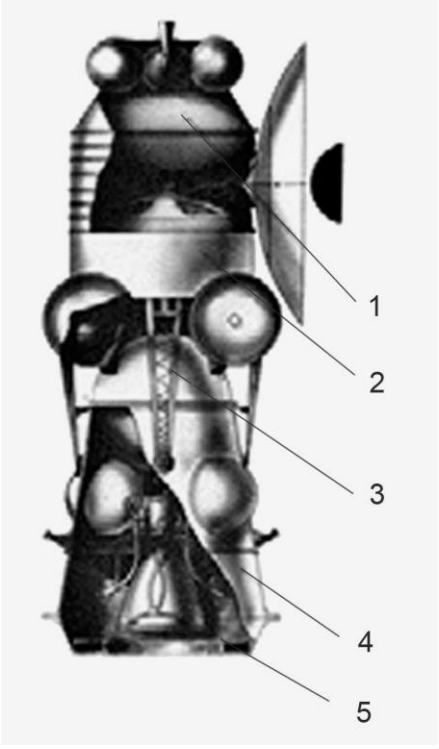
В 1960 году в ОКБ-1 начались работы по проектированию лунного самоходного аппарата для исследования различных районов лунной поверхности. Проект Л2, задачей которого являлась доставка лунохода Е8 в район высадки будущей пилотируемой экспедиции, являлся частью программы космических полетов на Луну.

Основной задачей проекта Л2 являлась доставка на поверхность Луны самоходной АМС Е8 с целью исследования лунной поверхности и выбора места для высадки пилотируемой экспедиции. Схема полета комплекса Л2 аналогична схеме полета Л1 – запуск на орбиту ИСЗ «буксира» 9К и четырех «танкеров» 11К, поочередная автоматическая стыковка и заправка «буксира». Последней стартует РН, несущая комплекс 13К, в состав которого входит самоходный аппарат Е8. «Буксир» 9К разгоняет комплекс на траекторию полета к Луне, после чего отбрасывается.

Масса комплекса Л2 (13К+9К) перед стартом с орбиты ИСЗ – 23 т, в том числе масса комплекса 13К – 5 т.

1.2.4.1. Комплекс 13К

13К – комплекс для доставки самоходной АМС Е8 на поверхность Луны. Комплекс состоит из корректирующе-тормозной ступени, посадочного устройства и собственно самоходной АМС – лунохода Е8, а также навесного отсека 13КН. Навесной отсек 13КН содержит двигательную установку с топливными баками и навигационное оборудование, необходимое для обеспечения сближения и стыковки с «буксиром» 9К. После стыковки отсек 13КН отбрасывается. «Буксир» 9К отправляет комплекс 13К по траектории полета к Луне. ДУ корректирующе-тормозной ступени используется для коррекции траектории на участке полета «орбита ИСЗ – Луна» и для торможения при приближении к Луне. Предполагалась «прямая» посадка, без выхода на орбиту ИСЛ. Расчетная высота начала торможения над поверхностью Луны – 200-300 км. После окончания работы корректирующе-тормозная ступень отбрасывается, а посадочное устройство с закрепленным луноходом свободно падает на Луну. На высоте 4-5 м по сигналу щупа включаются РДТТ мягкой посадки, установленные на посадочном устройстве. Расчетная скорость посадки – 2-4 м/сек.



1 – навесной отсек 13КН
2 – самоходная АМС Е8 («луноход»)
3 – посадочное устройство
4 – корректирующе-тормозная ступень
5 – стыковочный узел

Рис. 1.13. Комплекс 13К

1.2.4.2. Луноход Е8 (1963 г.)

Е8 – самоходная АМС для исследования поверхности Луны. Состоит из трех основных частей:

- ходовая часть, обеспечивающая скорость перемещения до 4 км/час;
- отсек оборудования;
- источники питания, включающие солнечные батареи и радиоизотопный генератор.

Предполагалось, что луноход сможет проходить по поверхности Луны до 250 км за лунные сутки, а всего за время работы – до 2 500 км. Луноход в процессе работы должен был исследовать свойства лунного грунта, производить фотосъемку поверхности и рельефа, а также выполнять функцию радиомаяка при посадке пилотируемого КК. Масса лунохода Е8 – 800 кг.

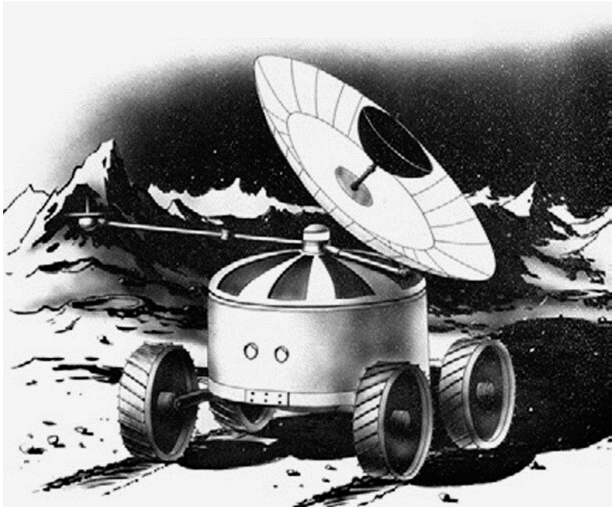
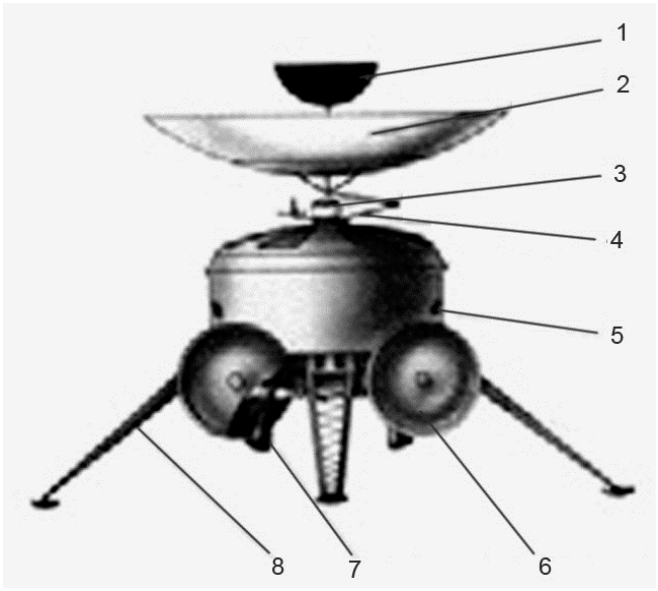


Рис. 1.14. Луноход Е8 на Луне (1963 г.)



1 – солнечная батарея
2 – солнечный концентратор
3 – направленная антенна
4 – телекамера кругового обзора
5 – иллюминатор камер управления
6 – ходовая часть
7 – двигатель мягкой посадки
8 – посадочное шасси

Рис. 1.15. Луноход Е8 при посадке (1963 г.)

1.2.5. Проект Л2 (1965 г.)

1.2.5.1. Комплекс Л2

К 1965 году схема доставки лунохода на Луну была доработана. Новая схема отличалась меньшей массой комплекса, отправляемого к Луне, и, как следствие, меньшим количеством пусков РН и сборочных операций на орбите ИСЗ.

В проекте также используется схема сборки на околоземной монтажной орбите. Первым пуском на орбиту выводится разгонный блок М, представляющий собой уменьшенную копию блока Д. Вторым пуском выводится комплекс Е8. В обоих пусках используется модифицированная РН 8К72.

Масса комплекса Л2, собираемого на орбите ИСЗ (Е8 + блок М), составляет 13 т.

Комплекс Е8 при стыковке с блоком М является активным. Комплекс состоит из следующих систем:

- блок Н – тормозная ракетная ступень, включающая маршевый двухкамерный ЖРД тягой 3,3 тс, однокамерный дросселируемый ЖРД с максимальной тягой 410 кгс и баки с запасами топлива;

- посадочное устройство с РДТТ, предназначенным для обеспечения мягкой посадки;
- самоходная АМС (луноход);
- оборудование, необходимое для стыковки с блоком М:
  - стыковочный узел;
  - сбрасываемый навесной приборный отсек;
  - двигатели ориентации и системы управления сближением и стыковкой;
  - двигатели причаливания и ориентации.

После сближения и стыковки блоков включается двигатель блока М, и комплекс Л2 переводится на траекторию полета к Луне. Для доразгона и коррекции траектории полета используется маршевый двигатель тормозного блока Н.

Масса комплекса Е8 при старте с орбиты ИСЗ – 7,3 т.

Доставка лунохода на Луну производится по прямой схеме, без выхода на орбиту ИСЛ. На высоте 75-100 км включается маршевый двигатель блока Н. При достижении высоты 5 км маршевый двигатель выключается, и включается дросселируемый ЖРД. На высоте 100-150 м блок Н отбрасывается, и посадочное устройство с закрепленным луноходом свободно падает на Луну. На высоте 4-5 м по сигналу щупа включается РДТТ мягкой посадки, обеспечивая скорость касания, близкую к нулевой.

1.2.5.2. Луноход

Корпус лунохода состоит из двух сферических днищ, соединенных шпангоутом диаметром 1,80 м. Радиус верхнего днища – 0,95 м, радиус нижнего днища – 1,70 м. На верхнем днище размещается солнечная батарея серповидной формы. АМС имеет гусеничное шасси, обеспечивающее скорость передвижения до 4 км/ч.

В запусках комплекса Е8 на Луну должны были решаться следующие задачи:

- отработка конструкции посадочного устройства и аппаратуры, обеспечивающей мягкую посадку космического аппарата на поверхность Луны;
- изучение района лунной поверхности в месте предполагаемой посадки первой лунной экспедиции;
- выбор посадочно-взлетной площадки для корабля лунной экспедиции;
- использование лунохода в качестве радиомаяка при посадке пилотируемого КК;
- визуальное наблюдение за посадкой и взлетом лунного экспедиционного корабля;
- проведение комплексных научных исследований лунной поверхности;
- отработка элементов конструкции и бортовой аппаратуры самоходного аппарата для передвижения космонавтов по поверхности Луны.

Масса лунохода Л2 – 640 кг. Планировалось, что луноход проработает на Луне 3-6 месяцев. Двигаясь со скоростью 4 км/ч в течение 6-8 часов ежесуточно, луноход мог бы пройти за время работы до 1 500 км.

1.2.6. АЛС Е8 ЛС (1963-1965 гг.)

Е8 ЛС (1963-1965 гг.) – проект автоматической лунной орбитальной станции на базе комплекса Е8. Станция Е8 ЛС должна была провести с орбиты ИСЛ фотосъемку с высоким разрешением предполагаемых мест посадки – сначала для АМС Е8, а затем для пилотируемых экспедиций.

В 1965 году все материалы по проекту Е8 были переданы в ОКБ им. С.А. Лавочкина.

1.3. «Луноходы» и «Луночерпалки»

1.3.1. Грузовая платформа «Земля-Луна»

Создание В.Н. Челомеем мощной РН «Протон» и ее успешное дополнение блоком Д, разработанного в рамках проекта супер-ракеты Н-1, позволило КБ им. С.А. Лавочкина переориентировать проект Е8 с использования маломощной РН 8К72 и стыковочной техники на запуск единого комплекса с помощью уже проходившей летные испытания РН 8К82К.

Е8 – универсальный тяжелый автоматический комплекс, состоящий из посадочной ступени КТ и лунохода 8ЕЛ. В других модификациях использовался для доставки других объектов, в частности, ракеты для доставки на Землю лунного грунта.

Запуск и полет комплекса Е8 происходил по следующей схеме:

- старт РН 8К82К с разгонным блоком Д и комплексом Е8;
- выход блока Д и комплекса Е8 на промежуточную орбиту ИСЗ;
- уточнение параметров промежуточной орбиты наземной службой;
- раскрытие опор шасси ступени КТ;
- старт блока Д с промежуточной орбиты и переход на траекторию перелета к Луне;
- отделение блока Д;
- две коррекции траектории с помощью ДУ ступени КТ;
- включение ДУ ступени КТ при подлете к Луне для перехода на орбиту ИСЛ высотой 120 км;
- переход на орбиту с периселением 20 км над выбранной точкой посадки;
- уточнение и корректировка орбиты;
- сброс подвесных приборных контейнеров;
- включение ДУ ступени КТ и торможение до скорости 0 м/сек на высоте 2,3 км;
- снижение с выключенной ДУ до высоты 700 м;
- включение основной ДУ и снижение до высоты 20 м;
- выключение основной ДУ ступени КТ и включение двигателей малой тяги;
- выключение двигателей малой тяги на высоте 1-2 м;
- посадка ступени КТ на поверхность Луны;
- начало работы доставленного на Луну аппарата.

Таким образом, реализованная схема посадки с окололунной орбиты (в отличие от прямой посадки АМС Е6 и Е6М), обеспечивала доставку полезного груза в заданную точку поверхности Луны с высокой точностью. Масса комплекса Е8 при старте – 5 300-5 800 кг, на орбите Луны – 4 100 кг, на поверхности Луны – около 1 900 кг. Масса доставляемого полезного груза около 900 кг. Ракета-носитель – РН 8К82К «Протон» с блоком Д 11С824 в качестве четвертой ступени.

КТ – универсальная посадочная ступень для доставки на поверхность Луны автоматических лунных станций различного назначения. Имеет раскрываемое четырехопорное шасси. Основной корпус выполнен в виде четырех сферических топливных баков, соединенных цилиндрическими обечайками. В цилиндрических отсеках корпуса размещены источники электропитания, навигационное и коммуникационное оборудование. Снаружи основного корпуса подвешиваются сбрасываемые отсеки. Каждый сбрасываемый отсек состоит из двух топливных баков и размещенных между ними приборных контейнеров, в которых находится аппаратура, работающая на участке перелета «орбита ИСЗ – орбита ИСЛ».

Рис. 3.16. АМС Е8/8ЕЛ на Луне

Двигательная установка посадочной ступени состоит из основного двигателя с регулируемой тягой (от 750 кгс до 1 929 кгс) и двух двигателей малой тяги. Основной двигатель имеет возможность многократного включения.

На ступени установлены телефотометры и научная аппаратура для определения температурной и радиационной обстановки.

Масса ступени 4 850 кг, в т.ч. 3 435 кг топлива (в основных и сбрасываемых топливных баках).

Ступень КТ обеспечивает доставку с орбиты ИСЛ на поверхность Луны груза около 900 кг.

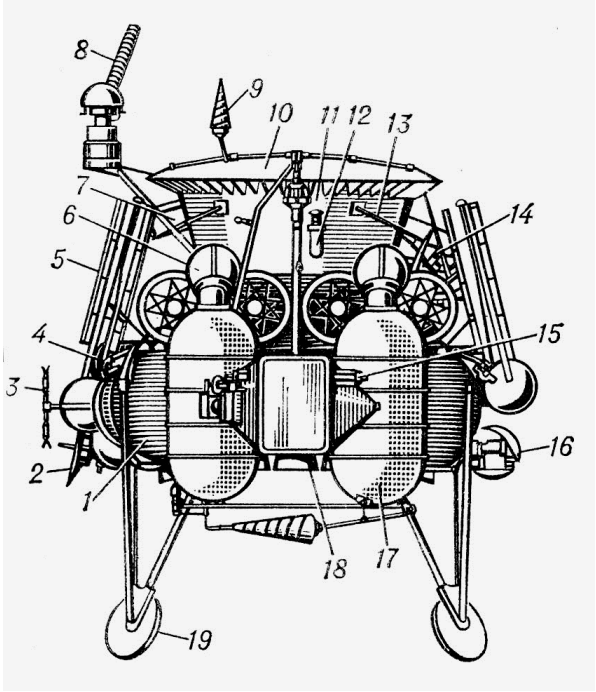
Использовалась в следующих вариантах:

– Е8 – с луноходом 8ЕЛ;
– Е8-5 – с АМС для забора лунного грунта и доставки его на Землю;
– Е8 ЛС – в варианте ИСЛ.

При доставке лунохода на ступени КТ с двух сторон монтировались откидные трапы для съезда лунохода. После посадки и опускания трапов проводилась телесъемка панорамы для осмотра поверхности и выбора маршрута съезда лунохода и начала его движения.

При доставке АМС для взятия лунного грунта на ступени монтировалось откидное устройство с бурильной установкой и механизмом загрузки пробы грунта в возвращаемый аппарат.

В варианте Е8 ЛС ступень КТ не имела посадочного шасси, ее основное назначение было обеспечить выведение на орбиту ИСЛ полезного груза (исследовательской аппаратуры) и проведение необходимых маневров.



1 – основной корпус ступени КТ
2 – радиовысотомер
3 – ЖРД системы стабилизации
4 – топливный бак системы стабилизации
5 – трап
6 – баллон с азотом для системы ориентации
7 – телекамера
8 – остронаправленная антенна
9 – коническая спиральная антенна
10 – солнечная батарея (в закрытом положении)
11 – АМС 8ЕЛ «Луноход»
12 – телефотометр
13 – штыревая антенна
14 – радиоизотопный источник
15 – двигатель системы ориентации
16 – доплеровский высотомер
17 – сбрасываемый топливный бак
18 – основная ДУ ступени КТ
19 – посадочное шасси

Рис. 3.17. АМС Е8

1.3.2. «ЛУННЫЙ ТРАКТОР»

Главной задачей проекта Е8 была доставка на Луну самоходного аппарата. Этот проект, начатый в ОКБ-1 и реализованный в ОКБ им. С.А. Лавочкина, был творческой переработкой проекта Л2, задуманного С.П. Королевым в 1963 году. Самоходный лунный аппарат, доставляемый на Луну, был сконструирован коллективом ОКБ им. С.А. Лавочкина и получил название «Луноход». Самоходное шасси для лунохода было создано во ВНИИ ТрансМаш под руководством А.Л. Кемурджиана.

«Луноход» 8ЕЛ – самоходная беспилотная АМС на восьмиколесном шасси. Размеры колес: ширина 200 м, диаметр 510 мм (с грунтозацепами), ширина колеи 1 600 мм, клиренс 170 мм. Каждое из колес имело привод от автономного электродвигателя. Максимальная скорость движения – 1,2 км/ч. Еще одно колесо (без привода), размещенное сзади, использовалось для точного измерении параметров движения.

Аппаратура «Лунохода» размещалась в герметичном корпусе круглой в плане формы. Высота «Лунохода» – 1,92 м, ширина – 2,15 м, длина с откинутой крышкой – 4,42 м. Масса «Лунохода» – около 760 кг. Расчетный срок работы «Лунохода» – 3 мес.

Энергосистема АМС состояла из двух радиоизотопных источников, серебряно-кадмиевых аккумуляторов и солнечной батареи, размещенной на нижней стороне откидываемой крышки

корпуса. В течение лунного дня крышка находилась в откинутом состоянии, обеспечивая энергопитание аппаратуры и электродвигателей колес. При наступлении лунной ночи крышка по команде Земли закрывалась для сохранения тепла, и АМС оставалась в неподвижном «спящем» состоянии до наступления очередного дня. Система терморегулирования обеспечивала внутри приборного контейнера постоянную температуру около 20ºС.

Мощность радиоизотопных источников составляла 750 Вт после запуска и 360 Вт через 3-4 месяца. Площадь солнечной батареи – 3,5 м^2, а вырабатываемая мощность – 180 Вт.

После восхода Солнца с Земли подавалась команда на «пробуждение», и «Луноход» приступал к работе. Управление движением «Лунохода» осуществлялось дистанционно по радио наземными экипажами, наблюдавшими за участком поверхности перед «Луноходом» через две телекамеры с круглыми защитными блендами. После получения очередного изображения экипаж выбирал направление и дальность возможного передвижения «Лунохода» и выдавал соответствующие команды. После перемещения Лунохода по полученным командам снова передавались телеизображения, и цикл передвижения повторялся.

Для получения изображений с более высоким качеством, чем обеспечивали навигационные телекамеры, АМС была оборудована четырьмя телефотометрами, с помощью которых были получены черно-белые фотографии окружающей обстановки, в том числе и панорамные.

Состав научной аппаратуры «Лунохода-1» 8ЕЛ № 203:

- две телекамеры переднего обзора;
- телекамера заднего обзора;
- четыре фотометра;
- рентгеновский спектрометр для изучения химического состава лунного грунта;
- пенетрометр для определения механических характеристик лунного грунта;
- рентгеновский телескоп;
- радиометр;
- уголковый отражатель для лазерной локации с Земли.

В состав аппаратуры «Лунохода-2» 8ЕЛ №204 дополнительно были включены:

- ультрафиолетовый астрофотометр;
- трехкомпонентный магнитометр;

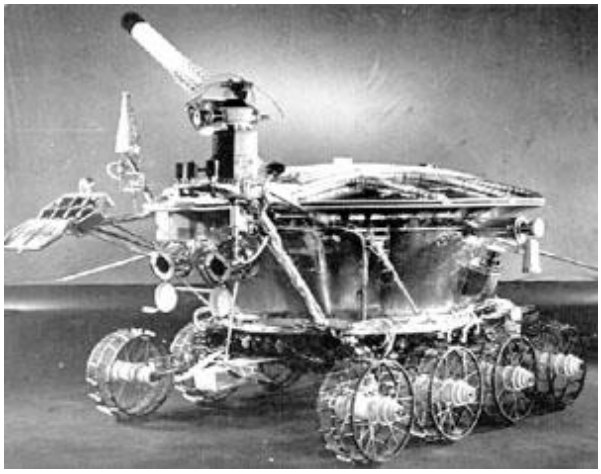


Рис. 3.18. АМС 8ЕЛ № 203 «Луноход-1»

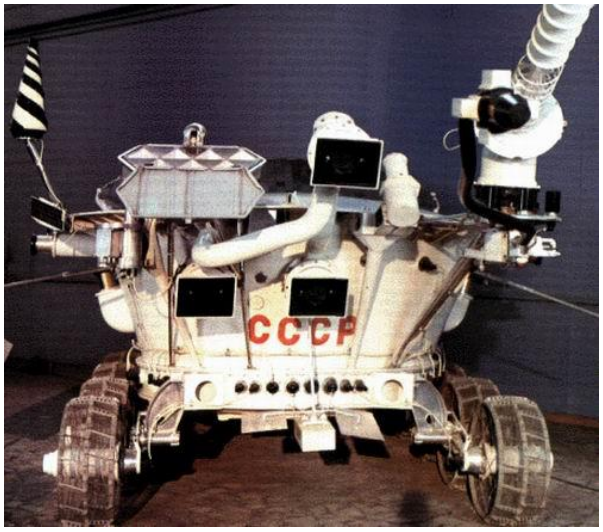


Рис. 3.19. АМС 8ЕЛ №204 «Луноход-2»

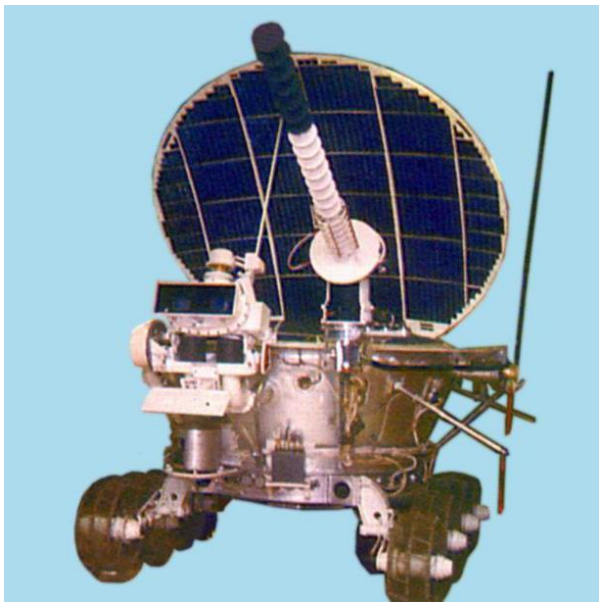


Рис. 3.20. АМС 8ЕЛ № 205 «Луноход-3»

– фотодатчик;
– три телекамеры вместо двух, в прямоугольных блендах.

На «Луноходе-3» 8ЕЛ № 205 устанавливались четыре фотокамеры, объединенные попарно в два блока, и расширенный комплекс научной аппаратуры.

Табл. 3.4. Запуски АМС типа Е8

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска/ завершения работы	Назначение	Примечание
	Луна-16 Луноход-1	Е8 № 201	5 377	ноябрь 1968	Доставка на Луну АМС «Луноход» 8ЕЛ №201.	Запуск отложен.
1	-	Е8 № 201	5 377	19.02.69	Доставка на Луну АМС «Луноход» 8ЕЛ №201.	Разрушился обтекатель полезного груза на участке работы 1-й ступени.
2	Луна-17 Луноход-1	Е8 № 203	5 700 / 756	10.11.70/ 14.09.71	Доставка на Луну АМС «Луноход-1» 8ЕЛ №203.	17.11.70 АМС Луна-17 совершила мягкую посадку в Море Дождей в точке с координатами 38°14’17”с.ш., 34°59’49”з.д. За 301с 06ч 57м работы на Луне (11 лунных дней) Луноход-1 прошел 10,54 км[58], обследовал 80 000 кв.м поверхности, передал 20 000 снимков поверхности и более 200 панорам, более чем в 500 точках определялись физико-механические свойства грунта, в 25 точках проведен химический анализ грунта. Работа прекращена в связи с выработкой ресурса изотопного источника. Луноход-1 находится в точке с координатами 38°18’58”с.ш., 35°00’14”з.д.
3	Луна-21 Луноход-2	Е8 № 204	5 567 / 836	08.11.73 / 10.05.74	Доставка на Луну АМС «Луноход-2» 8ЕЛ №204	16.01.73 АМС Луна-21 совершила мягкую посадку в Море Ясности внутри кратера Лемонье в точке с координатами 26°00’11”с.ш., 30°24’29”в.д. За 4 лунных дня Луноход-2 прошел 36,2 км[1], передав 89 000 снимков поверхности и 93 панорам, в т.ч. 18 стереопанорам, в 740 точках определялись физико-механические свойства грунта. На пятый лунный день, 09.05.74 г., при заднем ходе во время попыток выйти из небольшого кратера Луноход-2 зачерпнул откинутой крышкой грунт, что привело к выходу из строя солнечной батареи. После разряда аккумуляторов аппаратура полностью обесточилась и не реагировала на команды с Земли. Луноход-2 находится в точке с координатами 25°49’37”с.ш., 30°55’08”з.д.
	-	Е8 № 205	-	-	Доставка на Луну АМС «Луноход-3» 8ЕЛ №205.	Луноход-3 был изготовлен и готов к доставке на Луну, но запуск не состоялся.

Одной из основных задач, для которых задумывался «Луноход», являлось обследование предварительно выбранных районов Луны для выбора места посадки пилотируемого корабля. «Луноход» также должен был служить радиомаяком при посадке беспилотных и пилотируемых кораблей.

[1] В 2014 году сотрудниками Московского государственного университета геодезии и картографии (МИИГАиК) и Университета Вашингтона в Сент-Луисе, США, по детальным фотоснимкам, которые были получены американской АМС LRO, было рассчитано, что полный путь, пройденный «Луноходом-1», составил 9,93 км, а «Луноходом-2» – 39,0 км.

Было предусмотрено также, что «Луноходы» могут использоваться в качестве аварийного транспорта для космонавта, прибывшего на Луну по программе Н1-Л3. Для этого на «Луноходе» спереди должны были монтироваться подножка и выдвижной пульт управления. В случае аварийной ситуации, когда космонавт по какой-либо причине не мог совершить взлет на КК, на котором совершил посадку, он должен был бы, встав на подножку и управляя вручную «Луноходом», доехать до резервного КК, который предварительно должен был совершить посадку в беспилотном варианте. «Луноход» в этом случае мог также управляться дистанционно с Земли.

Рис. 3.21. Значок, выпущенный к несостоявшемуся запуску АМС 8ЕЛ № 201 «Луноход»

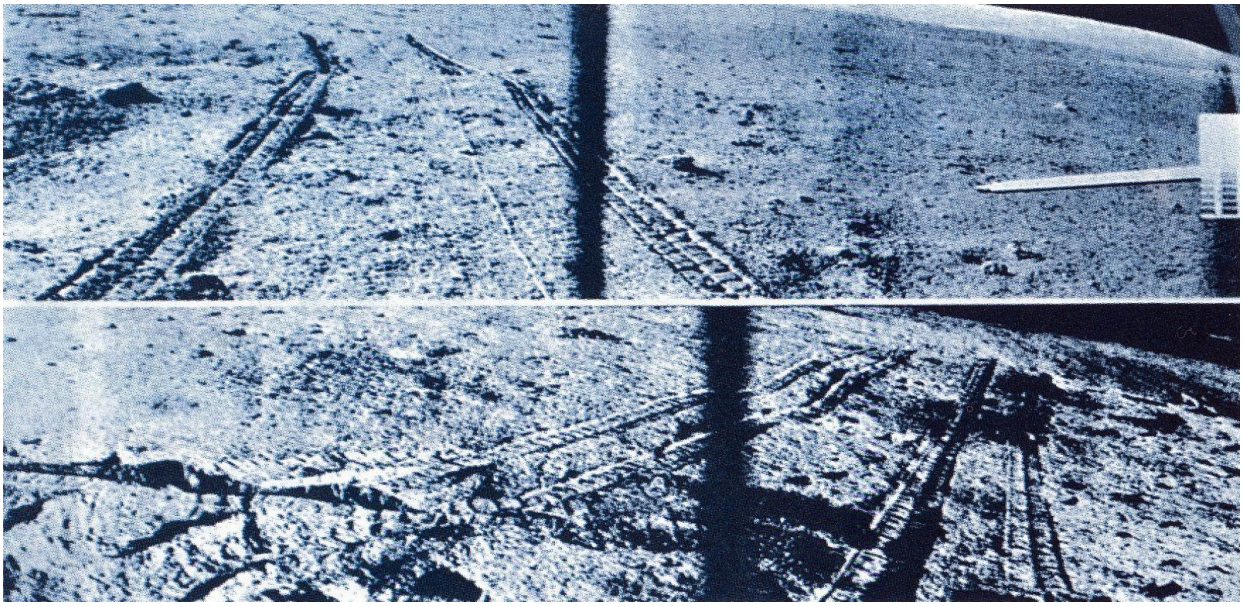


Рис. 3.22. Панорамы лунного ландшафта, полученные АМС «Луноход-1»

Первый старт «Лунохода», планировавшийся на ноябрь 1968 года, но перенесенный на февраль 1969 года, был неудачным из-за аварии РН. Второй состоялся в ноябре 1970 года, когда на Луну был доставлен «Луноход-1», успешно проработавший одиннадцать лунных дней. Третий запуск также был успешным, «Луна-21» доставила на Луну «Луноход-2».

Четвертый пуск был отменен в связи с развертыванием работ по программе доставки марсианского грунта 5М, хотя и «Луноход-3», и ступень КТ для него были полностью готовы. Дальнейшие работы по «Луноходам» были свернуты из-за подготовки АМС для доставки грунта с невидимой стороны Луны. Предложение использовать «Луноход-3» повторно вносилось в 1983 году, но не было принято.

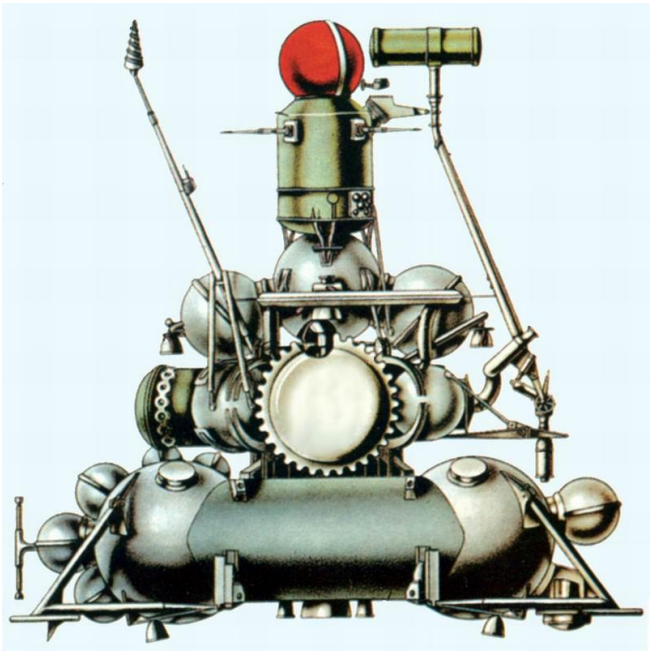


Рис. 3.23. АМС Е8-5 («Луна-16»)

1.3.3. За лунным камнем

Для решения второй задачи проекта Е8 была создана уникальная система, состоящая из механизма забора лунного грунта, монтируемого на ступени КТ, и возвращаемой лунной ракеты, запускаемой с КТ, как со стартового стола. Эта АМС получила обозначение Е8-5.

Е8-5 – АМС для забора грунта в заданном районе поверхности Луны и доставки его на Землю.

На посадочной ступени КТ устанавливался торовый приборный отсек, на котором, в свою очередь, размещалась взлетная ракета (ракета для перелета «Луна – Земля»). На ступени КТ было смонтировано грунтозаборное устройство (ГЗУ) на поворотной штанге. После выполнения мягкой посадки штанга поворачивалась, перенося ГЗУ на поверхность грунта. ГЗУ было оборудовано буровым снарядом, который обеспечивал забор столбика грунта (керна) диаметром 20 мм и высотой 320 мм. Для визуального осмотра места бурения на АМС устанавливались 2 телефотометра. После завершения бурения штанга переносила ГЗУ в верхнее положение и керн перемещался в возвращаемый аппарат взлетной ракеты.

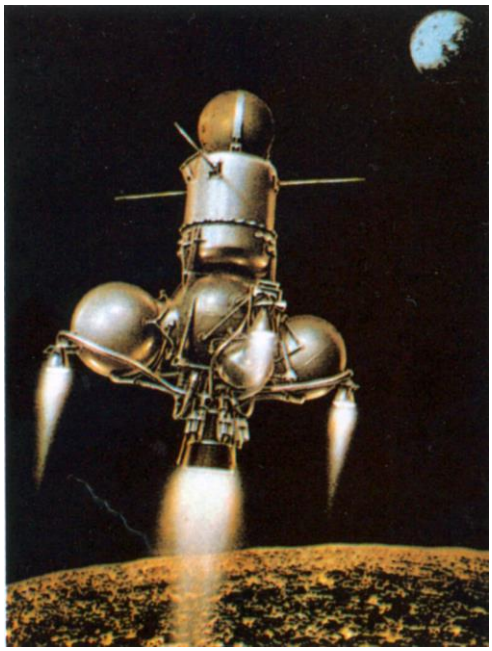


Рис. 3.24. Старт взлетной ракеты АМС Е8-5

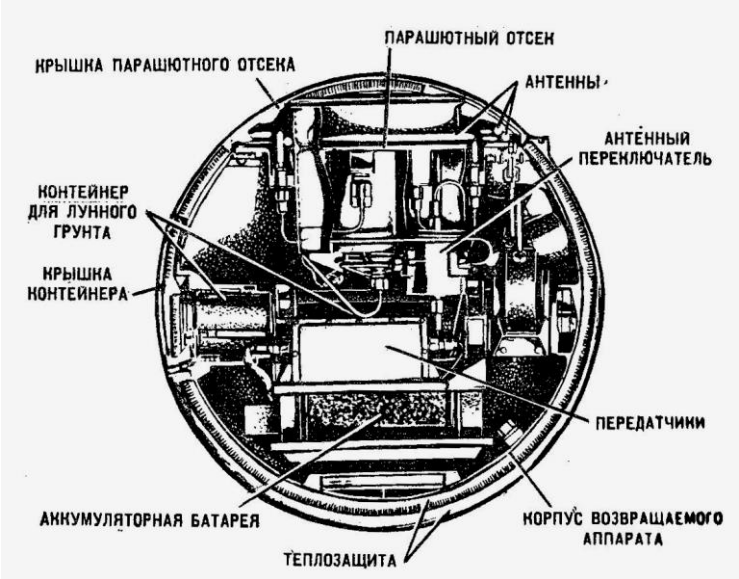


Рис. 3.25. Компоновка возвращаемого аппарата АЛС Е8-5

Взлетная ракета имела основной ЖРД тягой 1 850 кгс, работавший на тетраоксиде азота и НДМГ, и рулевые сопла для стабилизации в процессе взлета. Старт взлетной ракеты производился по команде с Земли в расчетный момент времени, который выбирался из условия попадания в заданный район поверхности Земли без коррекции траектории. Возвращаемый аппарат, имевший форму сферы диаметром 50 см, совершал в атмосфере Земли баллистический спуск с перегрузками до 315g и посадку на парашюте диаметром 3,6 м, после чего на нем включался радиомаяк для облегчения поиска спасательной службой.

В связи со специфичностью выполняемой задачи, АМС Е8-5 практически не имела научного оборудования, кроме приборов для измерения температурных и радиационных условий.

Масса АМС при старте около 5 700 кг, при посадке на Луну – около 1 880 кг. Масса взлетной ракеты – 512 кг, масса возвращаемого аппарата – 34 кг.

Было произведено 8 попыток запуска АМС Е8-5, из которых успешными оказались только две – АМС «Луна-16» и «Луна-20». Возвращаемые аппараты этих АМС доставили на Землю около 160 г лунного грунта. Четыре АМС не удалось вывести на траекторию полета к Луне, две АМС («Луна-15» и «Луна-18») разбились при посадке на Луну.

Е8-5М – модифицированная АМС для забора лунного грунта с большой глубины и доставки его на Землю. Модифицированное устройство позволяло бурить скальные грунты на глубину до 225 см.

В связи с дефицитом массы часть оборудования (в частности, телефотометры), в отличие от АМС Е8-5, не устанавливалась.

Масса АМС Е8-5М около 5 800 кг, масса взлетной ракеты 514,8 кг, масса возвращаемого аппарата 34 кг.

Было произведено три запуска АМС типа Е8-5М, два из которых завершились неудачей. Одна АМС («Луна-23») из-за отказа бортового измерителя скорости опрокинулась при посадке и не смогла выполнить программу. Вторую АМС не удалось запустить к Луне из-за аварии РБ. Третья АМС, «Луна-24», успешно выполнила программу полета, доставив на Землю пробы лунного грунта.

Еще одна АМС типа Е8-5М была изготовлена и готова к запуску, но из-за установленной на тот момент приоритетности программы доставки грунта с Марса (проект 5М) запуски АМС к Луне были отменены. После закрытия программы 5М, когда можно было ожидать возобновление программы лунных исследований, ресурсы аппаратуры уже были просрочены, и АМС не могла быть использована по назначению.

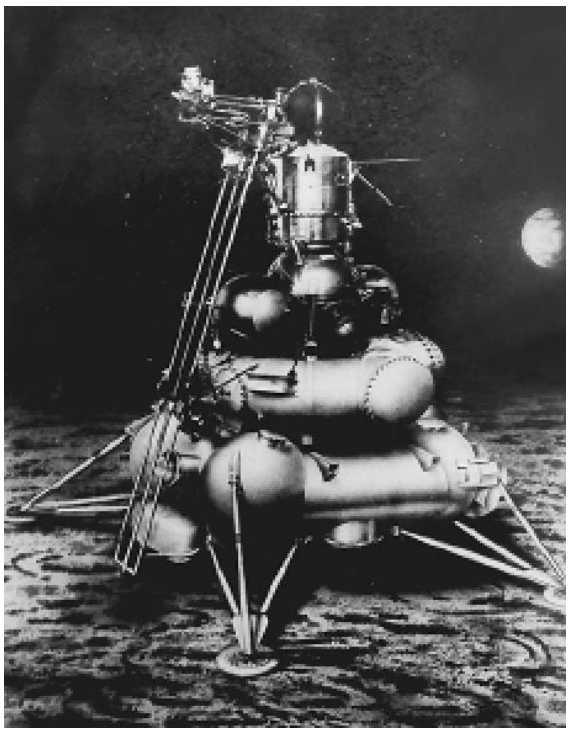


Рис. 3.26. АМС Е8-5М («Луна-24»)

В 1978 году было предложено запустить АМС типа Е8-5М для доставки грунта с невидимой стороны Луны, с возможным сроком запуска 1983 год, но, в связи с загруженностью НПО им. С.А. Лавочкина работами по программам «Венера» и «Вега», подготовка этой АМС откладывалась, а затем была отменена в связи с принятием проекта «Луна-92». В 1987 году вопрос о доставке грунта с обратной стороны Луны был поднят снова, на этот раз с предложением осуществить такой пуск в 1996 году. Это предложение также не было реализовано.

Информация о запусках АМС Е8-5 и Е8-5М приведена в табл. 3.5.

Табл. 3.5. Запуски АМС типа Е8-5

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	-	Е8-5 № 402	5 701	14.06.69	Доставка лунного грунта на Землю.	Не включилась ДУ блока Д, который должен был выполнить довыведение АМС на опорную орбиту ИСЗ.
2	Луна-15	Е8-5 № 401	5 667	13.07.69	Доставка лунного грунта на Землю.	17.07.69 г. АМС вышла на орбиту ИСЛ. 20.07.69 г. была сформирована посадочная орбита 16 х 110 км, наклонение 127 град. 21.07.69 г. На 237-й секунде работы ТДУ (при расчетном времени работы 267,3 с) сигнал с АМС прервался. Возможная причина – столкновение с лунной горой (расчетная ошибка положения АМС на трассе спуска – боковое отклонение 15 км, по трассе – 45 км).
3	Космос-300	Е8-5 № 403	5 721	23.09.69	Доставка лунного грунта на Землю.	Авария блока Д. АМС осталась на промежуточной орбите ИСЗ и была сведена с орбиты для затопления в Тихом океане 27.09.69 г.
4	Космос-305	Е8-5 № 404	5 719	22.10.69	Доставка лунного грунта на Землю.	Из-за сбоя бортовой системы ориентации разгон с орбиты ИСЗ произошел в нерасчетном направлении. АМС вместе с блоком Д разрушилась в плотных слоях атмосферы.

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
5	-	Е8-5 № 405	5 725	06.02.70	Доставка лунного грунта на Землю.	Авария 2-й ступени РН.
6	Луна-16	Е8-5 № 406	5 725 (при посадке – 1 880)	12.09.70	Доставка лунного грунта на Землю.	17.09.70 г. Луна-16 вышла на орбиту ИСЛ высотой 103 х 119 км, наклонение 70 град. 20.09.70 г. АМС совершила мягкую посадку в Море Изобилия в точке с координатами 0º30’47” ю.ш., 56º21’50” в.д. в условиях лунной ночи, поэтому изображений поверхности получено не было. Отклонение от расчетной точки посадки 1,5 км. 21.09.70 г. произведен старт взлетной ракеты АМС. 24.09.70 г. возвращаемый аппарат совершил посадку в заданном районе СССР, доставив 105 г лунного грунта.
7	Луна-18	Е8-5 № 407	5 750	02.09.71	Доставка лунного грунта на Землю.	07.09.71 г. Луна-18 вышла на орбиту ИСЛ. Из-за отказа одного из двигателей стабилизации снижение АМС происходило по нерасчетной траектории. 11.09.71 г. связь с АМС прервалась при попытке выполнения мягкой посадки в Море Изобилия в точке с координатами 3º45’36” с.ш., 56º39’18” в.д.
8	Луна-20	Е8-5 № 408	5 750	14.02.72	Доставка лунного грунта на Землю.	18.02.72 г. Луна-20 вышла на орбиту ИСЛ, 21.02.72 г. совершила мягкую посадку в Море Изобилия в точке с координатами 3º47’13” с.ш., 56º37’30” в.д. Место забора грунта было выбрано по переданной на Землю панораме ландшафта. Старт взлетной ракеты АМС произведен 22.02.72 г., а 25.02.72 г. возвращаемый аппарат совершил посадку в заданном районе СССР. На Землю доставлено 55 г лунного грунта.
9	Луна-23	Е8-5М № 411	5 795	28.10.74	Доставка на Землю лунного грунта с глубины более 2 м.	01.11.74 г. Луна-23 вышла на орбиту ИСЛ, 06.11.74 г. совершила мягкую посадку в южной части Моря Кризисов в точке с координатами 12º39’58” с.ш., 62º09’04” в.д. Из-за отказа допплеровского измерителя скорости посадка произошла с вертикальной скоростью 11 м/с. Место посадки имело наклон 10-15º, в результате АМС опрокинулась. Была предпринята попытка произвести старт взлетной ракеты, но из-за повреждений, полученных АМС при опрокидывании, этого сделать не удалось. 09.11.74 г. связь с АМС Луна-23 была прекращена.
10	-	Е8-5М № 412	5 795	16.10.75	Доставка лунного грунта с глубины более 2 м.	Авария разгонного блока Д.
11	Луна-24	Е8-5М № 413	5 795	09.08.76	Доставка лунного грунта с глубины более 2 м.	13.08.76 г. Луна-24 вышла на орбиту ИСЛ, 18.08.76 г. совершила мягкую посадку в юго-восточном районе Моря Кризисов в точке с координатами 12º42’50” с.ш., 62º12’47” в.д. Произведено бурение грунта на глубину около 2,25 м (т.к. бурение производилось не строго вертикально, глубина по нормали составила 2 м). 19.08.76 г. произведен старт взлетной ракеты АМС. 22.08.76 г. возвращаемый аппарат совершил посадку в 200 км юго-восточнее Сургута. На Землю доставлена колонка грунта длиной 160 см и весом 170 г.
	Луна-25	Е8-5М № 414		1983	Доставка лунного грунта с невидимой стороны Луны.	Запуск отменен.

1.3.4. Лаборатория на орбите ИСЛ

Е8 ЛС – АМС для фотографирования поверхности Луны и исследования параметров гравитационного поля Луны, в первую очередь гравитационных аномалий (масконов), в течение длительного полета по орбите ИСЛ. Кроме этого, АМС должна была проводить гамма-спектрометрическое изучение состава лунных пород.

АЛС создана на базе ступени КТ, которая, благодаря имеющимся в ее составе двигательной установке и системе ориентации, обеспечивала необходимое маневрирование, а также поддержание ориентации АМС во время фотографирования Луны. Посадочное шасси на ступени КТ не монтировалось. Сбрасываемые отсеки с аппаратурой и дополнительные баки в полете АМС Е8 ЛС не отделялись. Приборный контейнер АМС изготовлен на базе корпуса «Лунохода».

Для первого экземпляра АМС Е8 ЛС («Луна-19») даже был сохранен серийный номер использованной АМС 8ЕЛ № 202.

Состав научной аппаратуры:

- две телекамеры;
- дозиметр;
- гамма-спектрометр;
- магнитометр;
- радио-высотомер;
- датчики микрометеоритов;
- датчики космического излучения;
- датчики радиации.

По программе АМС выводится на орбиту, близкую к круговой, высотой 140 км. После уточнения фактических параметров орбиты выполняется понижение периселения до 16-25 км. Телесъемка поверхности производится с полученной рабочей орбиты. Расчетный срок работы АМС – 3 месяца.

Масса АМС 5 700 кг.

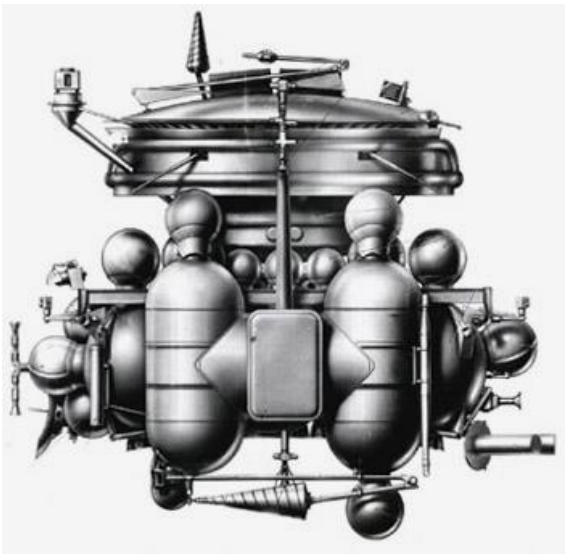


Рис. 3.27. АМС Е8 ЛС (Луна-19)

Рис. 3.28. Фотография лунной поверхности, полученная АМС «Луна-19»

Всего было произведено два запуска АМС типа Е8 ЛС. Первая АМС, «Луна-19», из-за отказа системы управления программу полета выполнила только частично. Телесъемка поверхности проводилась в режиме закрутки АМС, что привело к смазанности полученных изображений. Вторая из запущенных АМС – «Луна-22», – несколько отличалась по составу

аппаратуры от «Луны-19». В частности, были установлены экспериментальные инженерно-технические устройства для исследования в вакууме твердых смазок и покрытий.

В течение длительных полетов двух АМС (более года каждый) получен большой объем информации о гравитационном поле Луны, а также научные данные о составе лунных пород и радиационных условиях в окололунном пространстве. Получены фотоизображения поверхности Луны с высот до 25 км, произведено альтиметрическое исследование ряда районов.

В 1978 году было предложено запустить еще одну АМС типа Е8 ЛС для детального картографирования Луны с орбиты высотой 100 км и продолжения геохимических исследований. Такой запуск мог бы состояться в 1983 году. Однако, из-за задержек по различным причинам, срок запуска был отодвинут на конец 80-х годов, а затем вообще отменен в связи с предполагавшимся началом работ по проекту АМС «Луна-92».

Табл. 3.6. Запуски АМС типа Е8ЛС

№ п/п	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска/ завершения работы	Назначение	Примечание
1	Луна-19	Е8 ЛС №202	5 330 (4 100 – на орбите ИСЛ)	28.09.71/ 01.11.72	Исследование окололунного пространства, картографирование лунной поверхности.	03.10.71 АМС выведена на орбиту ИСЛ высотой 134 х 141 км, наклонение 40,5°. Получен 41 снимок лунной поверхности нерасчетно низкого качества из-за отказа бортовой аппаратуры.
2	Луна-22	Е8 ЛС №220	5 700 (4 100 – на орбите ИСЛ)	29.05.74/ __.11.75	Исследование окололунного пространства, картографирование лунной поверхности.	02.06.74 АМС выведена на круговую орбиту ИСЛ высотой 220 км, наклонение 19,3°. Во время полета АМС высота периселения уменьшалась до 15,4 км.
		Е8 ЛС №221		1983 год	Исследование окололунного пространства, детальное картографирование, геохимические исследования	Отменен.

1.3.5. Проект Е8 ЛСК

В 1973 году НПО им. С.А. Лавочкина подготовило технические предложения по созданию АМС Е8 ЛСК, главной задачей которой являлась фотосъемка лунной поверхности с последующей доставкой отснятой пленки на Землю. АМС планировалось создать на базе платформы КТ с установленной возвратной ракетой. После завершения фотосъемки кассета с пленкой должна была перегружаться в возвращаемый аппарат, который направлялся на траекторию полета к Земле возвращаемой ракетой. Возвращаемый аппарат вместо сферической формы, как у АМС Е8-5, должен был иметь форму «фары», однако спуск, тем не менее, должен был происходить по баллистической траектории.

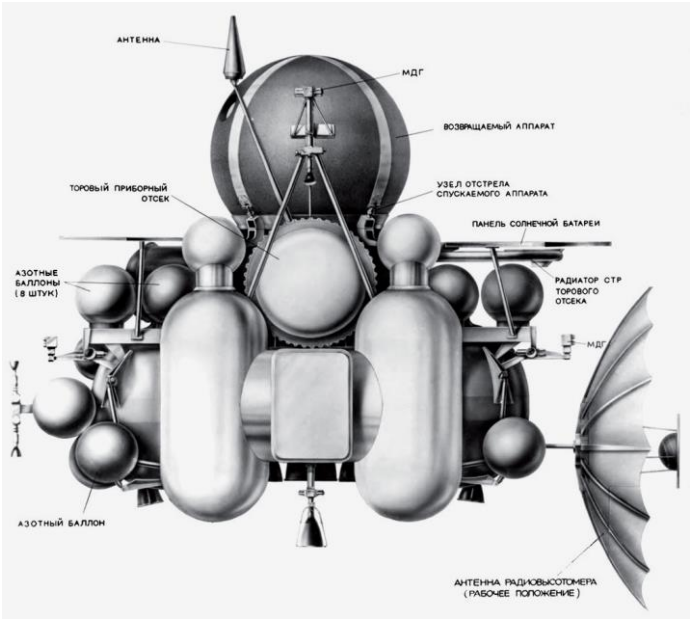


Рис. 3.29. АМС Е8-ЛСК

1.4. Проект ME8

1.4.1. Серия АМС ME8

В 1976 году в НПО им. С.А. Лавочкина были выпущены «Основные положения по комплексному изучению Луны». В этих «Положениях …» предлагалось создать серию АМС, по своим возможностям и характеристикам существенно превосходящих АМС серии Е8. В декабре 1977 года были выпущены технические предложения, содержавшие более глубокую проработку проекта, получившего обозначение ME8 (Модифицированная Е8).

Технические предложения содержали предварительные проекты серии АМС различного назначения, создаваемых на базе стандартных модулей – корректирующе-тормозного модуля (КТМ) и тороидального приборного контейнера. В зависимости от назначения на АМС устанавливалась специализированная функциональная нагрузка (луноход; возвратная ракета; научный модуль и т.д.).

Основная силовая конструкция **КТМ** состоит, аналогично посадочной ступени КТ серии Е8, из четырех сферических топливных баков диаметром 1 275 мм и цилиндрических обечаек между ними. На силовую конструкцию крепится тороидальный приборный отсек, двигательная установка, двигатели ориентации и стабилизации и различное навесное оборудование. В зависимости от назначения КТМ может оснащаться посадочным шасси, трапами для съезда лунохода, манипулятором с бурильным устройством, радиовысотомером, допплеровским измерителем скорости, радиопеленгационной системой посадки по маяку, радиолокационной системой обеспечения безопасности посадки и другими системами.

Двигательная установка включает маршевый двигатель и четыре ЖРД ориентации. Маршевый ЖРД имеет два режима работы: большой тяги (от 1 000 до 2 200 кг) и малой тяги (от 250 до 600 кг).

На приборном отсеке закреплены четыре панели солнечных батарей общей площадью 10 м^2.

Начальная проектная масса АМС – 6 700 кг. Запуск рассчитывался на использование РН 8К82К с разгонным блоком Д 11С824М, при этом при выведении на траекторию полета к Луне должен был осуществляться доразгон с помощью ДУ ступени КТМ. Номинальная масса АМС на Луне – 2 592 кг, в т.ч. 1 465 кг – масса доставляемой функциональной нагрузки.

Ниже приведены краткие данные о проектах АМС серии ME8.

ME8-1К (первоначально **ME8-1**) – лунный спутник-картограф (ЛСК).

Назначение:

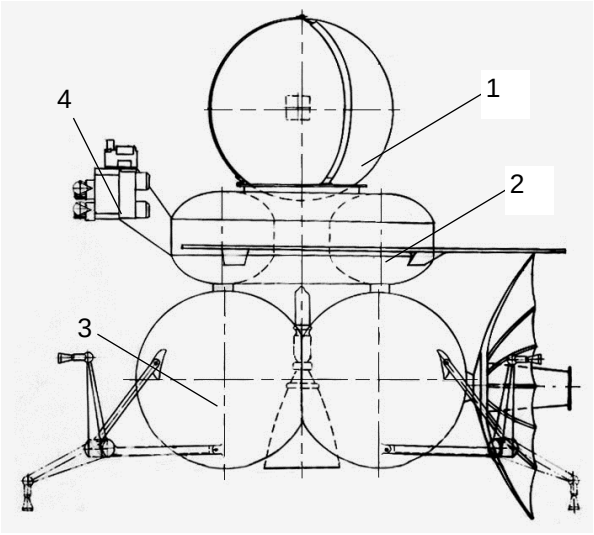
- проведение глобальной фотосъемки Луны с высоким разрешением;
- доставка отснятой фотопленки на Землю.

АЛС оснащается тремя фотоаппаратами:

- длиннофокусным топографическим фотоаппаратом (фокусное расстояние 1 000 мм);
- топографической камерой СА-34 (фокусное расстояние 200 мм, размер кадра 18 х 18 см);
- звездным фотоаппаратом СА-33 (фокусное расстояние 280 мм, размер кадра 7,5 х 12 см).

Запас пленки – не менее 1 000 кадров для каждого фотоаппарата.

Начальная рабочая орбита АМС – круговая полярная высотой 500 км. После глобальной фотосъемки всей поверхности Луны в течение месяца АМС переводится на орбиту 30 х 150 км для детальной съемки отдельных районов с разрешением 1-2 м.



1 – возвращаемый аппарат
2 – приборный контейнер
3 – корректировочно-тормозной модуль
4 – астроблок

Рис. 3.30. АМС ME8-1К

В состав АМС входит возвращаемый аппарат, в который загружается отснятая пленка для возвращения на Землю. Возвращаемый аппарат имеет фарообразную форму (по первоначальному проекту ME8-1 – сферическую).

Активное время работы – 100 суток.

ME8-2 – АМС для доставки лунохода.

Луноход оснащается двумя манипуляторами и каротажно-буровой установкой, а также научной и специальной аппаратурой.

Назначение лунохода:

- проведение автономных научных исследований;
- сбор образцов грунта, как с поверхности, так и с глубины до 3 м;
- выбор посадочных площадок для других АЛС;
- радиомаяк для наведения других АЛС;
- совместная работа с другими АМС.

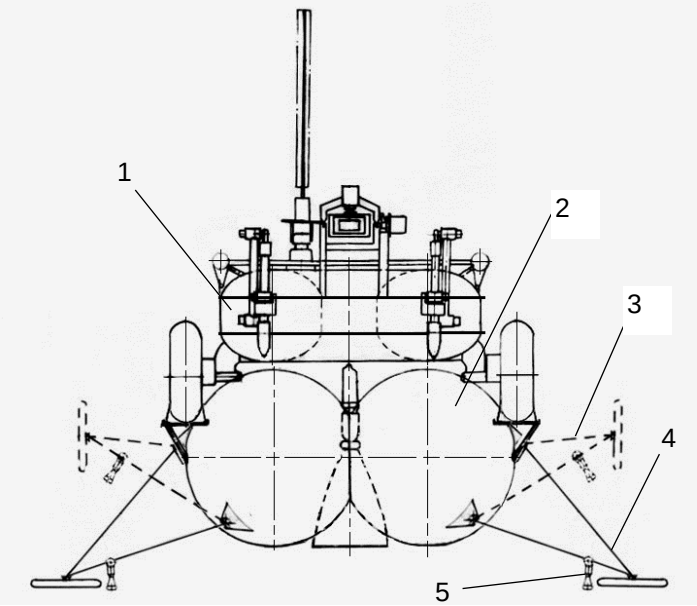
Луноход оснащен колесно-шагающим шасси с шестью ведущими колесами. Диаметр колес – 73 см, ширина – 23 см. Ширина колеи – 2,04 м, продольная база – 1,90 м. Масса лунохода – 1 465 кг. Расчетное время работы – 3 года.

ME8-3 – тяжелая стационарная научная станция. Посадка выполняется по радиомаяку лунохода с отклонением не более 500 м. Расчетное время работы – 3 года.

ME8-5B (первоначально **ME8-4**) – АМС с возвратной ракетой для доставки грунта с видимой стороны Луны. Посадка выполняется по радиомаяку лунохода. Бурильное устройство отсутствует, вместо него установлено загрузочное устройство, для загрузки образцов грунта, собранных луноходом, в возвращаемый аппарат. Специальное устройство обеспечивает наклонный старт возвратной ракеты с выходом на промежуточную орбиту ИСЛ, что существенно расширяет зону возможной посадки АМС на видимой стороне Луны.

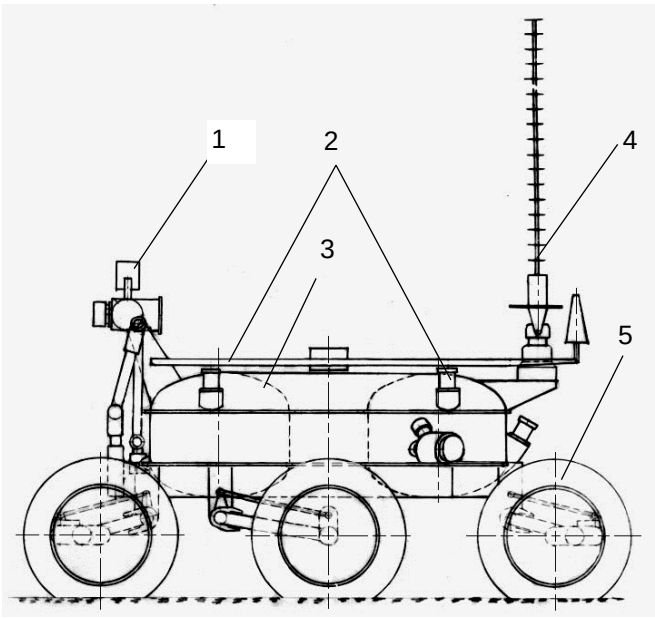
Возвратная ракета состоит из возвращаемого аппарата сферической формы диаметром 50 см, тороидального приборного отсека, четырех сферических топливных баков и двигательной установки. В двигательную установку входит маршевый ЖРД тягой 1 520 кгс и четыре ЖРД ориентации. Масса возвратной ракеты 700 кг.

Расчетное время работы – до 30 суток.



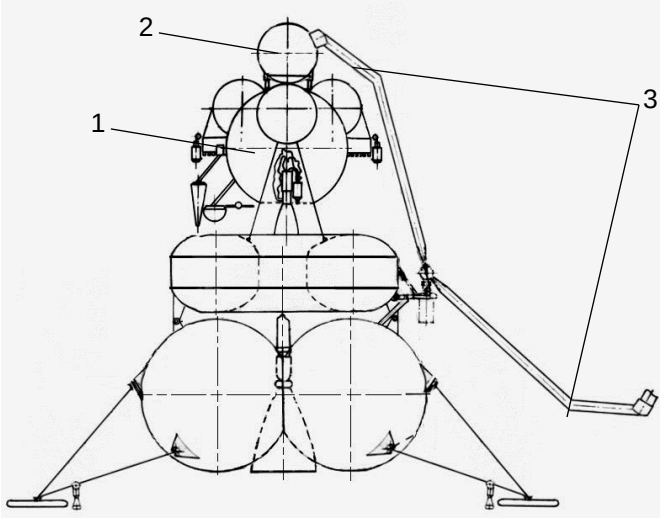
1 – луноход
2 – корректировочно-тормозной модуль
3 – шасси в стартовом положении
4 – шасси в раскрытом положении
5 – ЖРД ориентации

Рис. 3.31. АМС ME8-2 с луноходом (вид спереди)



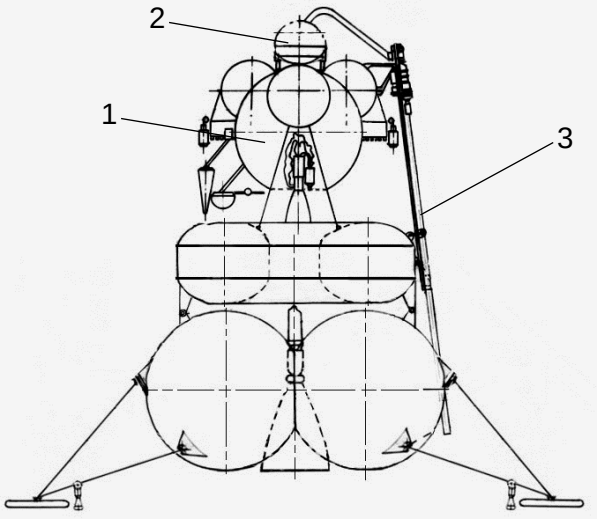
1 – стереотелекамера
2 – телефотометры
3 – приборный контейнер
4 – остронаправленная антенна с приводом
5 – шасси

Рис. 3.32. Луноход ME8-2



1 – возвратная ракета
2 – возвращаемый аппарат
3 – загрузочное устройство

Рис. 3.33. АМС ME8-5B



1 – возвратная ракета
2 – возвращаемый аппарат
3 – бурильная установка

Рис. 3.34. АМС ME8-5H

ME8-5H (первоначально **ME8-5**) – АМС с возвратной ракетой для доставки грунта с невидимой стороны Луны. Конструктивно АМС ME8-5H аналогична АМС ME8-5B, но вместо загрузочного устройства в составе оборудования имеет бурильную установку для забора грунта (аналогичную устанавливавшейся на АМС E8-5M). Возвратная ракета также имеет возможность наклонного старта. Возвращаемый аппарат имеет меньший размер – диаметр около 35 см.

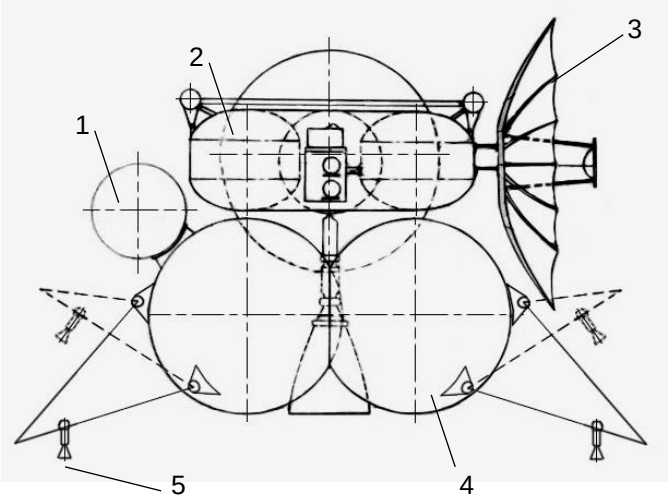
Расчетное время работы – до 30 суток.

ME8-1P (первоначально **ME8-6**) – лунный спутник-ретранслятор.

Назначение:

- обеспечение радиосвязи с АМС, находящейся на невидимой стороне Луны (активный срок работы до 100 суток);
- проведение научных исследований.

Общий расчетный срок работы АМС ME8-1P – 3 года.



1 – контейнер с ретранслирующей аппаратурой
2 – приборный контейнер
3 – остронаправленная антенна
4 – корректировочно-тормозной модуль
5 – ЖРД ориентации

Рис. 3.35. АМС ME8-1P

1.4.2. Комплексы АМС ME8

Для повышения эффективности предлагалось использовать комплексы из совместно работающих АМС. Ниже описана примерная схема работы комплексов ME8.

1.4.2.1. Комплекс ЛК-1: ME8-2 + ME8-3.

1. АЛС ME8-2 доставляет луноход, оснащенный манипуляторами и каротажно-бурильной установкой;
2. В течение месяца луноход обследует район высадки для выбора места посадки научной станции ME8-3;
3. АЛС ME8-3 совершает посадку по радиомаяку лунохода;
4. Луноход с помощью манипуляторов обеспечивает размещение на лунной поверхности выносных блоков аппаратуры, включая антенну радиотелескопа.
5. Луноход совместно с научной станцией ME8-3 выполняет следующие исследования:
   - загоризонтная радиосвязь;
   - сейсмические исследования;
   - длинноволновая радиоастрономия;
   - бурение на глубину до 3 м бурильной установкой как стационарной станции, так и лунохода;
   - исследование извлеченного грунта.

1.4.2.2. Комплекс ЛК-2: ME8-2 + ME8-5B.

1. АЛС ME8-2 доставляет луноход, оснащенный манипуляторами (без бурильной установки);
2. Луноход выполняет сбор образцов грунта с помощью манипуляторов;
3. АЛС ME8-5B совершает посадку по радиомаяку лунохода;
4. Луноход с помощью манипуляторов загружает в возвращаемый аппарат возвратной ракеты АМС ME8-5B собранные образцы грунта и другие материалы исследований;
5. Возвратная ракета стартует и доставляет на Землю возвращаемый аппарат.

1.4.2.3. Комплекс ЛК-3: ME8-5H + ME8-1P.

1. 1. АМС ME8-1P выводится на круговую окололунную орбиту высотой 500 км и с наклонением 23 град. Через сутки выполняется понижение периселения орбиты до 30-35 км для альтиметрирования предполагаемого места посадки. После завершения изучения выбранного района орбита изменяется до высоты 500 х 6 000 км;
2. Через месяц после запуска АМС ME8-1P стартует и совершает посадку на невидимой стороне Луны АМС ME8-5H;
3. АЛС ME8-5H с помощью астроизмерений автономно производит определение координат места посадки и через АМС ME8-1P сообщает их на Землю;
4. АЛС ME8-5H выполняет забор грунта и загрузку его в возвращаемый аппарат;
5. АЛС ME8-1P ретранслирует передаваемые с Земли установочных данных для старта возвратной ракеты.
6. Возвратная ракета стартует и доставляет возвращаемый аппарат на Землю. Время нахождения АМС на Луне до старта возвратной ракеты – 1-2 суток;
7. Апоселений орбиты АМС ME8-1P понижается до 1 500 км. АМС в течение трех месяцев выполняет измерения гравитационного поля Луны.
8. Формируется орбита для проведения научных исследований Луны и окололунного пространства.

1.4.3. Программа запусков

Предлагалась следующая программа запусков АМС серии МЕ8:

1980 год – два запуска комплексов ЛК-3 (две АМС МЕ8-5Н и две АМС МЕ8-1Р) для доставки грунта с обратной стороны Луны;

1981 год – запуск АМС МЕ8-2 (доставка лунохода) для выбора места для лунной базы;

1982 год – запуск комплекса ЛК-1 (тяжелая научная станция МЕ8-3 и луноход МЕ8-2);

1983 год – два запуска комплексов ЛК-2 (две АМС МЕ8-5В и две АМС МЕ8-2) для сбора и доставки на Землю образцов грунта с видимой стороны Луны;

1985 год – два запуска АМС МЕ8-1К для картографирования Луны и доставки пленки на Землю;

1987 год – запуск комплекса ЛК-1, состоящего из АМС МЕ8-2 (луноход с каротажно-бурильной установкой) и АМС МЕ8-3 (научная станция, также с каротажно-бурильной установкой);

1989 год – запуск комплекса ЛК-2 (АЛС МЕ8-2 и АМС МЕ8-5В) для сбора образцов грунта и доставки на Землю.

Осуществлению проекта помешали два обстоятельства: во-первых, все внимание и средства в этот период направлялись на проект доставки марсианского грунта 5М, а во-вторых, В.М. Ковтуненко, назначенный Генеральным конструктором вместо С.С. Крюкова, не захотел поддерживать проект своего предшественника.

1.5. «Лунники» на платформе УМВЛ

Основой АМС УМВЛ (Унифицированные космические комплексы для исследования Марса, Венеры и Луны) было использование унифицированных элементов: разгонно-траекторного блока управления (РТБУ), посадочной платформы, возвратной ракеты, планетохода, спускаемого аппарата для посадки на Землю и других. В зависимости от целей экспедиции АМС должна была компоноваться из тех или иных элементов.

В феврале 1978 года в НПО им. С.А. Лавочкина был подготовлен проект программы по использованию автоматических аппаратов на базе платформы УМВЛ (п. 3.6). В программе, в частности, значились и автоматические лунные станции:

1982 г. – выведение АМС 182Е на окололунную орбиту;

1985 г. – выведение АМС 182Е на окололунную полярную орбиту;

1987 г. – АМС для доставки грунта с невидимой стороны Луны;

1989 г. – повторение запуска 1987 г.

1.5.1. АЛС ЛСН (182Е)

182Е – автоматическая станция для исследования Луны и окололунного пространства на базе УМВЛ. Эскизный проект АМС 182Е был выпущен в ноябре 1978 года. В эскизном проекте станции было присвоено также название ЛСН (лунный спутник научный).

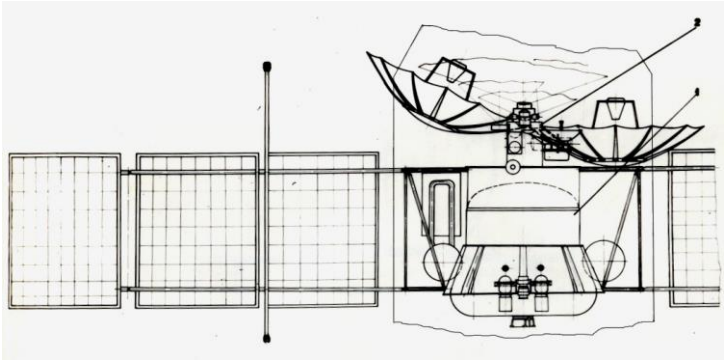


Рис. 3.36. АМС ЛСН (182Е)

Основные задачи, возлагавшиеся на АЛС: картографирование Луны, проведение научных исследований, таких, как спектрометрирование лунной поверхности в инфракрасном, рентгеновском и гамма-диапазонах, измерение потоков плазмы, магнитных полей и микрометеоритных частиц.

На борту АМС 182Е должна была устанавливаться следующая научная аппаратура:

- комплекс спектрометров;
- спектрозональный телефотометр;
- радиолокационный комплекс;
- магнитометр;
- альтиметр;
- инфракрасный радиометр;
- анализатор микрометеоритов;
- анализаторы потоков корпускулярных частиц;
- анализатор плазмы и магнитных полей.

Масса АМС по проекту – 4 300 кг, в т.ч. 435 кг научной аппаратуры. АМС должна была выводиться на круговую околополярную орбиту спутника Луны высотой 100 км с наклонением 85 град. После трех месяцев работы на низкой орбите АМС должна была переводиться на орбиту 300 х 1500 км для исследования гравитационного поля Луны.

Расчетное время работы – 1 год.

Проект АМС 182Е не был утвержден, т.к. в это время основной интерес сместился в направлении исследований Фобоса.

1.5.2. АЛС 1Л

В декабре 1982 года НПО им. С.А. Лавочкина выпустило «Дополнение к эскизному проекту лунного научного спутника ЛСН» 1978 года. В «Дополнении …» рассматривался проект создания АМС 1Л на базе АМС 1Ф. Основным отличием от АМС 1Ф должна была быть установка гиростабилизированной платформы с четырьмя степенями свободы для реализации планетоцентрической ориентации АМС.

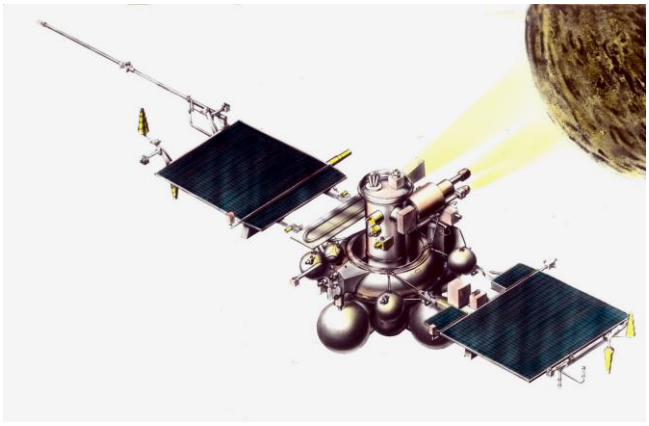


Рис. 3.37. АМС 1Л (ЛСН)

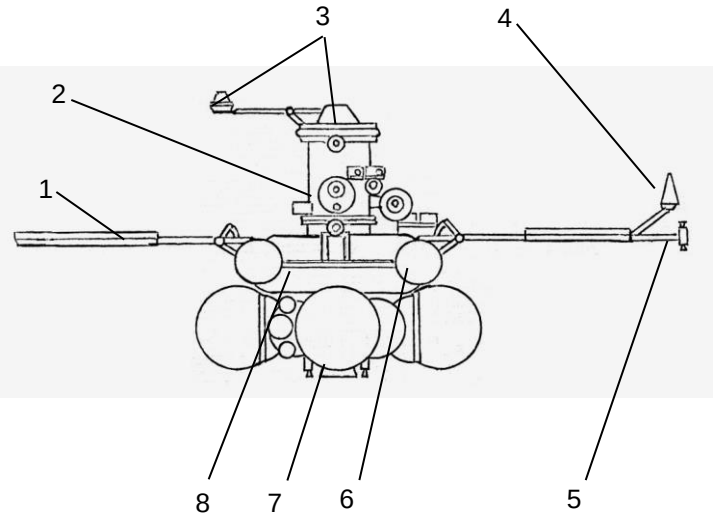
АЛС должна была выводиться на круговую полярную орбиту спутника Луны. Расчетный срок работы АМС 1Л – 1 год. Каждые три месяца режим ориентации АМС должен был меняться с планетоцентрического на солнечно-звездную ориентацию и наоборот.

Состав научной аппаратуры АМС 1Л:

- видеоспектрометр;
- гамма-спектрометр;
- рентгеновский спектрометр;
- нейтронный спектрометр;
- сцинтилляционный гамма-спектрометр;
- магнитометр;
- измеритель световых потоков в видимом, ультрафиолетовом и инфракрасном диапазонах.

Масса АМС должна была составить 4 800 кг, в т.ч. 305 кг научной аппаратуры.

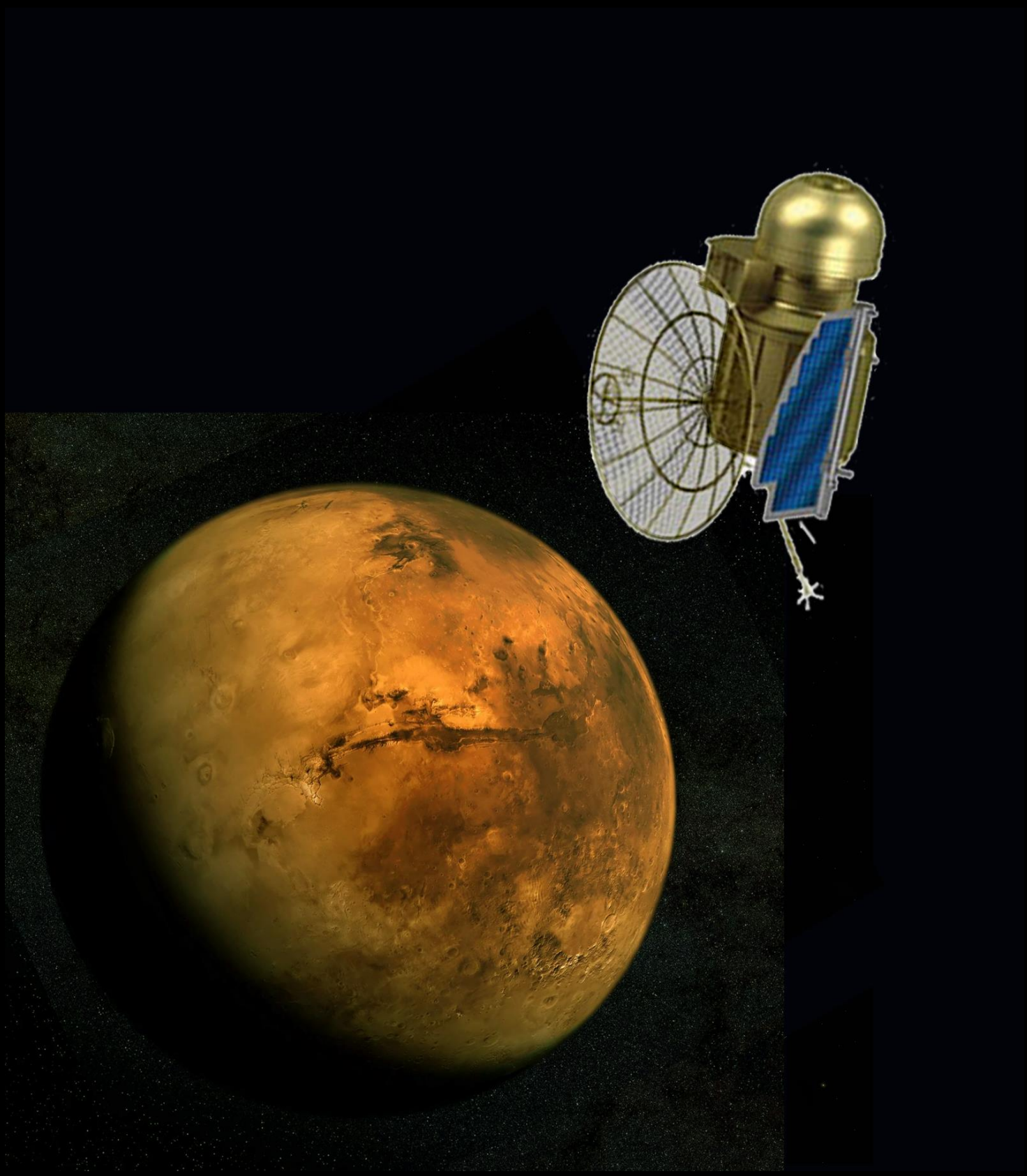
«Дополнение …» 1982 года предусматривало запуск АМС 1Л в 1986 году, но эта программа не была утверждена. Два года спустя, в 1984 году, разработанная НПО им. С.А. Лавочкина «Программа исследования космического пространства на 1986-2000 гг.» предусматривала запуск АМС ЛСН к Луне уже в 1989 году. Вслед за этим срок запуска был сдвинут на 1992 год, и проект некоторое время носил наименование «Луна-92». Сокращение финансирования в конце 80-х и 90-х годах привело, в конце концов, к полной отмене проекта лунного спутника 1Л (ЛСН).



1 – солнечные батареи
2 – астроприборы
3 – научная аппаратура
4 – малонаправленная антенна
5 – газовые сопла системы ориентации
6 – топливные баки системы ориентации
7 – автономная ДУ
8 – приборный отсек

Рис. 3.38. Компоновка АМС 1Л

ГЛАВА 2. ПЕРВЫЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ



2.1. Первая цель – Марс

Загадка «марсианских каналов» привлекала к себе внимание ученых больше, чем что-либо еще в Солнечной системе. Вопрос «Есть ли жизнь на Марсе?» требовал ответа. Поэтому, как только появилась техническая возможность послать к ближайшим планетам АМС, вопроса выбора планеты не возникло. Первой планетой, на которую «глазами» фотообъективов с близкого расстояния должен был взглянуть человек, несомненно, был Марс.

Разработка АМС в ОКБ-1 началась в конце 1959 г.

Для межпланетных запусков АМС была разработана РН 8К78, получившая впоследствии название «Молния». РН 8К78 представляла собой четырехступенчатый вариант РН Р-7 (8К71). В качестве третьей ступени использовался вновь разработанный блок И, а в качестве четвертой – также вновь созданный блок Л.

Запуск АМС происходил по следующей схеме:

- РН выводила на орбиту ИСЗ блок Л с присоединенной АМС. Общая масса блока Л и АМС около 6 500 кг;
- наземные службы измеряли фактические параметры орбиты и выдавали системе управления АМС информацию о точке старта;
- система управления АМС выдавала команды на необходимую ориентацию блока Л и включение его ДУ в заданный момент;
- после окончания разгона блок Л отсоединялся от АМС;
- наземно-измерительный комплекс определял фактически полученную траекторию АМС и выдавал команды на проведение коррекции с помощью корректирующей двигательной установки АМС.

1М – первая советская АМС для исследования Марса, разработанная в 1960 году. Для убыстрения работ за основу был взят корпус "лунных фотографов" – станций Е2А и Е3. Снаружи на нем жестко крепились параболическая остронаправленная антенна системы связи, штанга всенаправленной антенны аварийной радиолинии, панели солнечной батареи площадью 2 м^2, малонаправленная антенна, датчики научных приборов и служебных систем. Внутри корпуса монтировались источники электропитания – серебряно-цинковые аккумуляторы, радиооборудование, системы управления, терморегулирования и научные приборы.

Корпус АМС имел максимальный диаметр 1,05 м. Масса АМС – 640 кг.

Состав научной аппаратуры:

- магнитометр;
- радиометр;
- детектор микрометеоритов;
- ФТУ «Енисей-2» (снято за несколько дней до старта);
- спектрорефлексометр (снят за несколько дней до старта);
- ультрафиолетовый спектрограф;
- детектор заряженных частиц.

В процессе стендовых испытаний на стартовом полигоне выявилось большое количество отказов, в том числе и в работе ФТУ. Из-за задержек, вызванных устранением отказов, запуск АМС в оптимальные сроки – 20-25.09.60 г., – оказался сорванным, и для того, чтобы все-таки осуществить отправку АМС к Марсу, необходимо было уменьшить стартовую массу АМС. Было принято решение снять с АМС ФТУ и спектрорефлексометр, предназначавшийся для обнаружения жизни на Марсе. Окончательная масса АМС – 480 кг.

Было изготовлено две АМС 1М. Обе попытки запуска АМС 1М к Марсу были неудачными из-за аварий ракеты-носителя.

Табл. 3.7. Запуски АМС типа 1М

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Марс	1М №1	480	10.10.60	Изучение межпланетного пространства и Марса с пролетной траектории. Расчетная дата пролета – 13.05.61г.	Отказ системы управления РН на участке работы 3-й ступени.
2	Марс	1М №2	480	14.10.60	Изучение межпланетного пространства и Марса с пролетной траектории. Расчетная дата пролета – 15.05.61г.	Авария 3-й ступени РН.

2М – предложение о создании АМС для доставки на Марс посадочного аппарата в «астрономическом окне» 1960 года. Посадка должна была обеспечиваться с помощью двухкаскадной парашютной системы. Из-за проблем отработки посадочной системы в сжатые сроки предложение не было реализовано.

2.2. На очереди – «Утренняя Звезда»

Венера, полностью закрытая облаками, привлекала ученых и писателей-фантастов, пожалуй, немногим меньше Марса. Считалось, что если Марс был когда-то таким, как Земля сейчас, а потом превратился в безводную пустыню и растерял почти все атмосферу, то Венера, наоборот, должна быть такой, как Земля была миллионы лет назад, во времена гигантских папоротников и динозавров. В связи с наличием на Венере сплошного облачного покрова даже утвердилось мнение, что Венера, скорее всего, почти полностью покрыта водой. Вот с такими исходными данными конструкторы ОКБ-1 в 1960 году создавали первую «венерианскую» АМС.

1В – первоначальный вариант АМС для доставки на Венеру спускаемого аппарата. СА имел форму «телевизионной трубки» и должен был плавать после посадки в венерианский океан. Посадка СА на Венеру должна была выполняться с помощью трехкаскадной парашютной системы (два тормозных парашюта и один основной). Из-за невозможности детальной разработки СА к необходимому сроку (15.01-15.02.61) было принято от варианта 1В отказаться и создать упрощенную АМС 1ВА на базе АМС 1М.

1ВА – первая советская АМС для изучения Венеры с пролетной траектории, разработанная на базе АМС 1М. Масса около 650 кг. Состав научной аппаратуры:

- трехкомпонентный магнитометр;
- вариометр;
- ионные ловушки.

АМС имела корректирующую двигательную установку тягой 200 кгс, работавшую на самовоспламеняющихся компонентах – диметилгидразине и азотной кислоте.

В полете АМС должна была поддерживать одноосную ориентацию, сохраняя направление на Солнце с помощью реактивных сопел, работавших на сжатом азоте. Предусматривался запасной режим ориентации – с закруткой АМС вокруг оси, также направленной на Солнце. Для проведения коррекции АМС должна была переводиться в режим трехосной ориентации.

Размеры корпуса АМС: длина 2,035 м, диаметр 1,05 м. Масса АМС 1ВА около 650 кг.

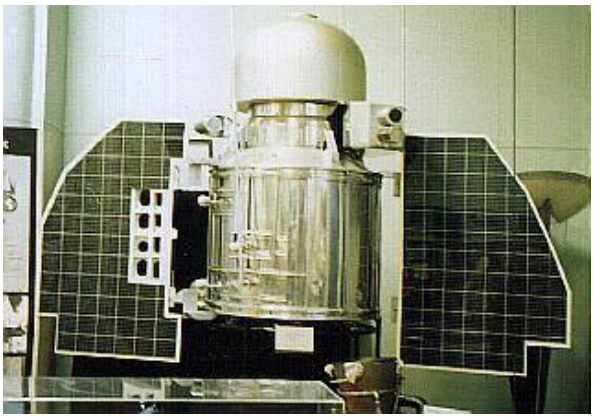


Рис. 3.39. АМС типа 1ВА («Венера-1»)

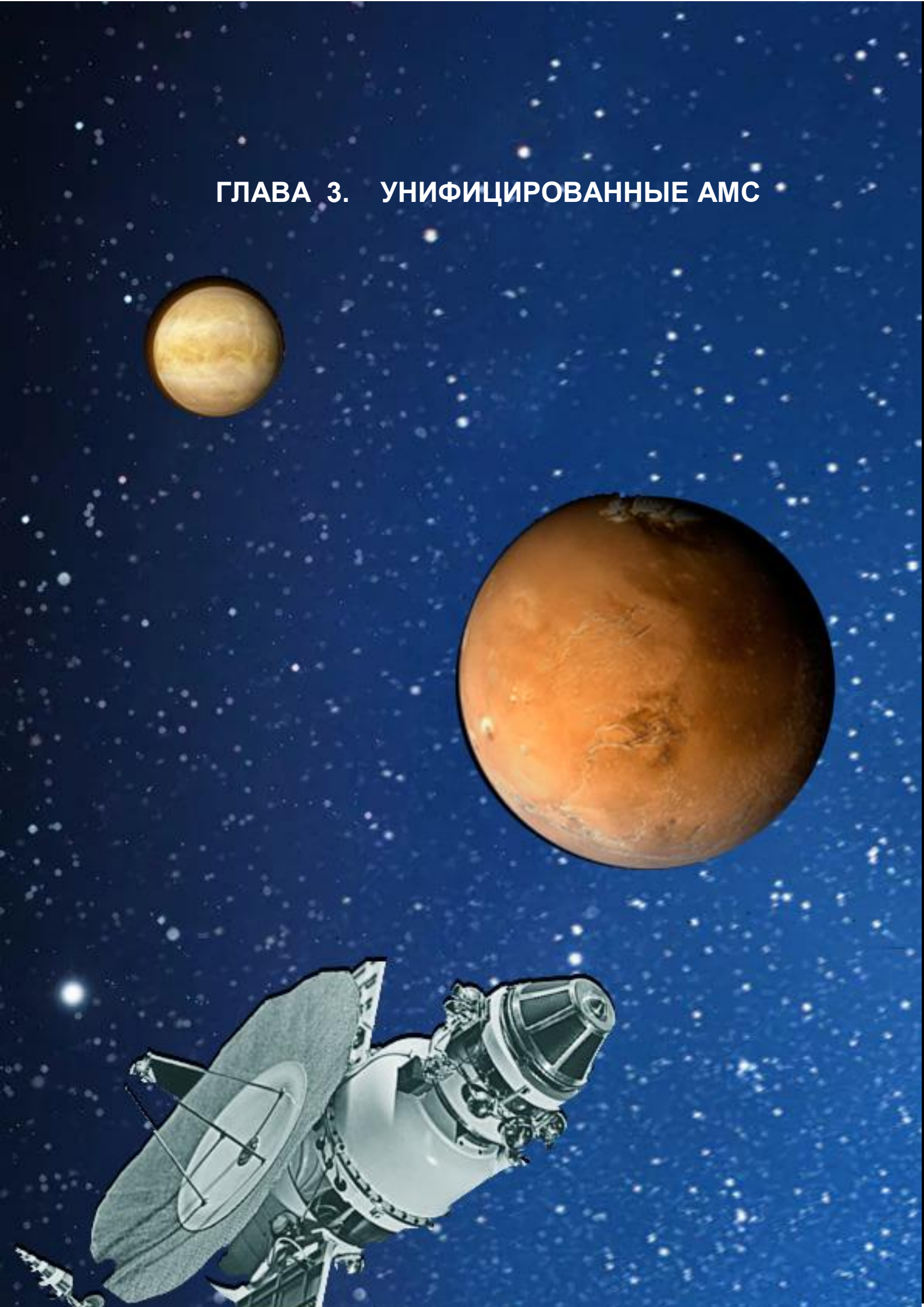
Задачей запуска являлось проведение исследований в процессе полета, отработка методов измерения траектории. Допускалась возможность попадания АМС в Венеру, для этого АМС несла отделяемый герметичный контейнер с символикой СССР. Поскольку в то время ожидалось, что поверхность Венеры представляет собой сплошной океан, контейнер должен был остаться плавать на поверхности.

В «окне» 1961 года был произведен запуск двух АМС. Одну из них удалось вывести на траекторию полета к Венере. Таким образом, только с четвертой попытки удалось осуществить прицельный межпланетный полет автоматической станции, закончившийся, к сожалению, потерей связи через десять дней после старта.

Табл. 3.8. Запуски АМС типа 1ВА

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Спутник-7	1ВА №1	645	04.02.61	Запуск АМС к Венере.	Отказ блока Л. АМС вместе с блоком Л осталась на орбите ИСЗ с параметрами: наклонение – 64,95 град.; период обращения – 89,8 мин.; высота – 223,5 х 327,6 км.
2	Венера-1	1ВА №2	643,5	12.02.61	Запуск АМС к Венере.	Первая в мире АМС, запущенная к Венере. 22.02.61г. на расстоянии около 1,4 млн. км от Земли связь с АМС была потеряна. По расчетам, 19.05.61 г. АМС прошла на расстоянии около 100 000 км от Венеры и вышла на гелиоцентрическую орбиту.

ГЛАВА 3. УНИФИЦИРОВАННЫЕ АМС



3.1. Серия 2МВ. Первые унифицированные

В феврале 1961 года С.П.Королев принял решение о создании унифицированной АМС для исследования ближних планет – Венеры и Марса. Основная идея унификации заключалась в разделении АМС на два блока – основной, одинаковый для всех АМС, и целевой, который разрабатывается под конкретные задачи полета. Унифицированный основной блок может производиться серийно, что удешевляет изготовление и сокращает сроки разработки. Первые унифицированные АМС получили наименование 2МВ.

Основной блок, одинаковый для всех вариантов АМС, содержал корректировочную двигательную установку (КДУ), радиокоммуникационное оборудование, в том числе ненаправленные и остронаправленную антенны, оборудование энергоснабжения, терморегулирования и системы ориентации АМС, а также приборы, использовавшиеся для исследования межпланетного пространства во время полета до планеты назначения.

Конструкция целевого блока, состав и назначение аппаратуры изменялись в зависимости от назначения конкретного типа АМС. Для пролетного варианта АМС в целевом блоке устанавливалось фототелевизионное оборудование, а также другая научная аппаратура. Целевой блок АМС, предназначенный для выполнения посадки на поверхность планеты, – спускаемый аппарат (СА), – имел теплозащитное покрытие, а внутри блока размещались парашютная система, радиокомплекс и научное оборудование. Так как параметры атмосфер Марсы и Венеры различны, варианты СА для этих планет различались по толщине теплозащитного слоя и по конструкции парашютной системы. Аппаратура целевого блока включалась в работу при непосредственном приближении к планете.

Разрабатывались четыре варианта АМС серии 2МВ:

2МВ-1 – АМС для доставки на Венеру посадочного модуля.

2МВ-2 – АМС для выполнения фотографирования Венеры и проведения исследований с пролетной траектории на расстоянии 1 000-30 000 км от поверхности планеты.

2МВ-3 – АМС для доставки к Марсу посадочного блока.

2МВ-4 – АМС для фотографирования поверхности Марса с пролетной траектории на расстоянии 1 000-30 000 км от поверхности планеты. ФТУ было оборудовано двумя объективами с фокусными расстояниями 35 мм и 750 мм. Запас пленки был рассчитан на получение 112 кадров с качеством сканирования 88, 720 и 1440 строк и с таким же количеством элементов в строке. Наилучшая расчетная разрешающая способность при фотографировании с расстояния 2 000 км – до 130 м.

Спускаемые аппараты посадочных вариантов АМС имели форму сферы диаметром 0,9 м и массу около 350 кг. Полная масса АМС около 890 кг. Ракета-носитель – 8К78.

Всего в 1962 году были сделаны попытки запуска шести АМС типа 2МВ: три – к Венере и три – к Марсу. На межпланетную траекторию удалось вывести лишь одну АМС, получившую название «Марс-1». Сразу после запуска стала поступать телеметрическая информация о падении давления в баллонах со сжатым газом системы ориентации. Запаса газа хватило для осуществления закрутки АМС в положении, ориентированном солнечными батареями на Солнце. Это обеспечило возможность поддержания радиосвязи, но выполнить коррекцию орбиты и ориентировать АМС на Марс при пролете было невозможно. Примерно на середине траектории полета связь с АМС прервалась.

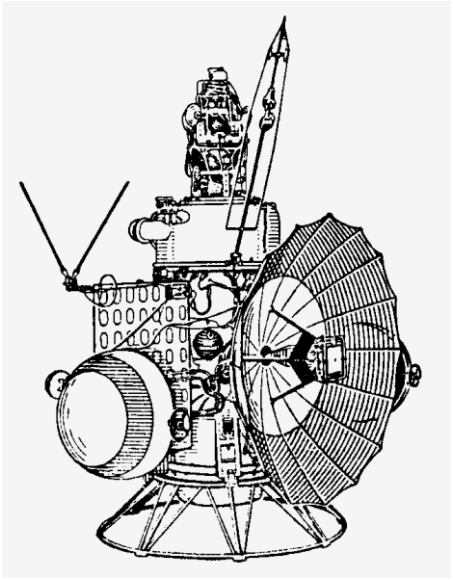
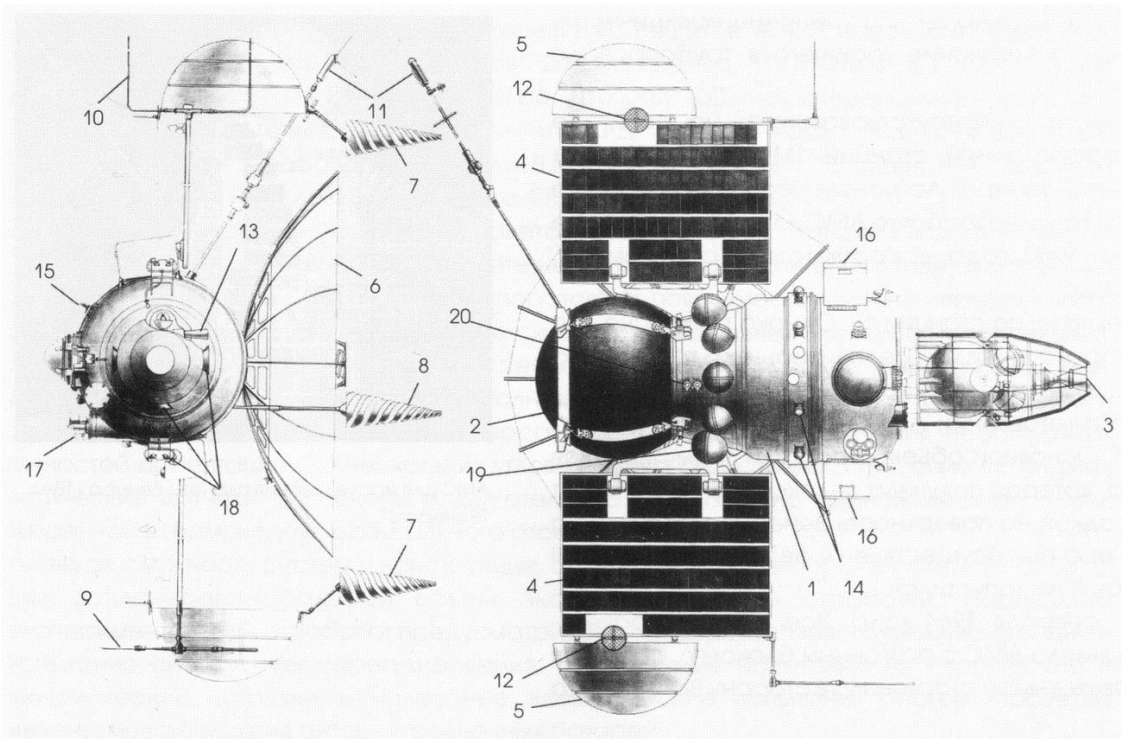


Рис. 3.40. АМС типа 2МВ-4 («Марс-1»)



1 – основной отсек
2 – спускаемый аппарат
3 – корректирующая ДУ
4 – солнечные батареи
5 – радиаторы системы терморегулирования
6 – остронаправленная антенна
7 – малонаправленные антенны
8 – антенна проверки СА
9 – передающая антенна метрового диапазона
10 – приемная антенна метрового диапазона
11 – всенаправленная антенна аварийной радиолинии
12 – антенны для приземного участка
13 – датчик ориентации на Землю
14 – датчики научной аппаратуры
15 – датчик точной солнечной и звездной ориентации
16 – блоки аварийной радиолинии
17 – датчик постоянной солнечной ориентации
18 – сопловые аппараты
19 – баллоны со сжатым азотом для системы ориентации
20 – датчики контроля солнечной ориентации

Рис. 3.41. АМС типа 2МВ-1

Табл. 3.9. Запуски АМС типа 2МВ

№	Наименование	Тип АМС	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Спутник-19	2МВ-1 №3	1 097	25.08.62	Доставка на Венеру посадочного блока.	Отказ блока Л. АМС вместе с РБ осталась на орбите ИСЗ.
2	Спутник-20	2МВ-1 №4	1 097	01.09.62	Доставка на Венеру посадочного блока.	Отказ блока Л. АМС вместе с РБ осталась на орбите ИСЗ.
3	Спутник-21	2МВ-2 №1		12.09.62	Фотографирование поверхности Венеры	Отказ блока Л. АМС вместе с РБ осталась на орбите ИСЗ.
4	Спутник-22	2МВ-4 №3	900	24.10.62	Фотографирование поверхности Марса. Расчетная дата пролета около Марса – 17.06.63 г.	Взрыв двигателя блока Л на 17-й секунде работы. АМС осталась на орбите ИСЗ и 29.10.62 г. разрушилась в плотных слоях атмосферы Земли.
5	Марс-1	2МВ-4 № 4	893,5	01.11.62	Фотографирование поверхности Марса с пролетной траектории.	Связь с АМС прервалась 21.03.63 г. на расстоянии 106 млн. км. АМС прошла мимо Марса 19.06.63 г. на расстоянии 197 000 км и вышла на гелиоцентрическую орбиту.
6	Спутник-24	2МВ-3 №1	890	04.11.62	Доставка на Марс посадочного блока. Расчетная дата посадки 21.06.63 г.	Отказ блока Л. АМС вместе с РБ осталась на орбите ИСЗ и 05.11.62 г. разрушилась в плотных слоях земной атмосферы.

3.2. Серия 3МВ. Модификация унификации

После неудачных запусков 1962 года конструкция АМС 2МВ была доработана. Модифицированные варианты АМС, использовавшиеся для запусков к Венере и Марсу в 1963-1965 годах, получили общее наименование 3МВ.

Разрабатывались 4 основных типа АМС серии 3МВ (два типа для запусков к Венере и два – к Марсу) и отработочные АМС 3МВ-1А и 3МВ-4А. Всего было изготовлено 9 АМС серии 3МВ.

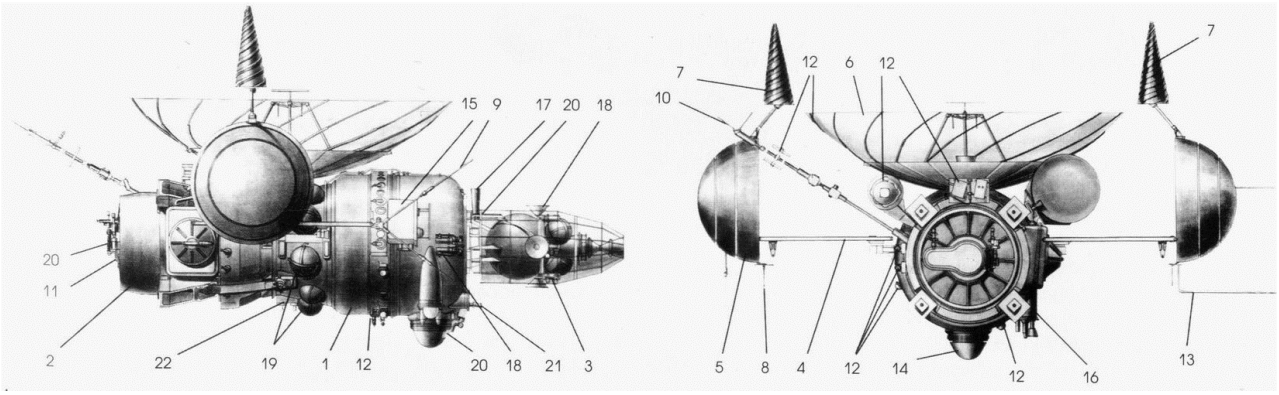
3.2.1. Отработочные типы АМС

3МВ-1А – АМС на базе АМС 3МВ-1 для отработки техники входа посадочного модуля в атмосферы планет со 2-й космической скоростью. Станция должна была запускаться на гелиоцентрическую орбиту в плоскости, наклоненной по отношению к плоскости орбиты Земли на 5 град. АМС должна была, двигаясь по орбите вокруг Солнца, в течение трех месяцев удаляться от Земли в северном направлении до 12-16 млн. км, а затем снова приближаться к Земле. Через шесть месяцев после старта, при достижении точки пересечения с орбитой Земли, спускаемый аппарат АМС должен был войти в атмосферу Земли и выполнить посадку.

В системе ориентации АМС использовались электроплазменные двигатели.

Состав научной аппаратуры:

- детектор радиации;
- детектор заряженных частиц;
- магнитометр;
- детектор микрометеоритов;
- детектор атомарного водорода;
- радиотелескоп;
- детектор ультрафиолетового и рентгеновского солнечного излучения;
- установка для технологического эксперимента.



1 – основной отсек
2 – специальный отсек (фотоотсек)
3 – корректирующая двигательная установка
4 – солнечные батареи
5 – радиаторы системы терморегулирования
6 – остронаправленная антенна
7 – малонаправленные антенны
8 – малонаправленная антенна
9 – передающая антенна метрового диапазона
10 – всенаправленная антенна аварийной радиолинии
11 – иллюминаторы фототелевизионного устройства и датчики ориентации на планету
12 – датчики научной аппаратуры
13 – приемная антенна метрового диапазона
14 – датчик точной солнечной и звездной ориентации
15 – блоки аварийной радиолинии
16 – датчик постоянной солнечной ориентации
17 – датчик ориентации на Землю
18 – сопловые аппараты системы ориентации
19 – баллоны со сжатым азотом для системы ориентации
20 – шторки датчиков ориентации
21 – датчики грубой ориентации на Солнце
22 – датчики контроля солнечной ориентации

Рис. 3.42. АМС типа 2МВ-4

Масса АМС 800 кг. Была изготовлена одна АМС 3МВ-1А на базе АМС 3МВ-1 №2. В конце 1963 г. была произведена неудачная попытка запуска этой АМС – произошел очередной отказ блока Л (4-я ступень РН 8К78).

3МВ-4А №1А – экспериментальная АМС для обнаружения причины отказов блока Л. На АМС вместо посадочного модуля или блока фототелевизионного устройства был смонтирован телеметрический блок, передававший на Землю информацию о работе систем блока Л. Решение об изготовлении и запуске такой АМС было принято после неудачного запуска АМС 3МВ-1А №2 в ноябре 1963 г. Для изготовления экспериментальной АМС была использована матчасть АМС 3МВ-2 №1. Попытка запуска этой АМС на «марсианскую» траекторию в феврале 1964 года оказалась неудачной – произошел взрыв 3-й ступени.

3МВ-4А №2 – АМС для отработки фототелевизионного устройства и радиосвязи на дальних расстояниях. От базовой АМС 3МВ-4 отличается составом научной аппаратуры и меньшим запасом топлива для КДУ.

Планировалось изготовить одну АМС этого типа на базе АМС 3МВ-4 №2 и осуществить ее запуск по траектории, идентичной траектории полета к Марсу, в марте 1964 года (вне «астрономического окна» запусков к Марсу). АМС должна была выполнить фотосъемку Земли с расстояний 40 000-200 000 км и передать полученные фотоизображения по радиоканалу.

Запуск АМС 3МВ-4 №2 в планировавшиеся сроки не состоялся. 18.07.65 г. по программе 3МВ-4А был произведен запуск АМС 3МВ-4 №3 «Зонд-3».

3.2.2. ВЕНЕРИАНСКИЕ АМС

3МВ-1 – АМС для доставки на Венеру посадочного модуля. Спускаемый аппарат (посадочный модуль) имел форму сферы диаметром 0,9 м и был покрыт слоем теплозащиты. АМС имела солнечные батареи площадью 2,4 м^2 и мощностью 60 вт. Масса АМС 948 кг, в т.ч. спускаемого аппарата (посадочного модуля) - 290 кг. Расчетный срок работы АМС 4 месяца. Состав научной аппаратуры на основном блоке:

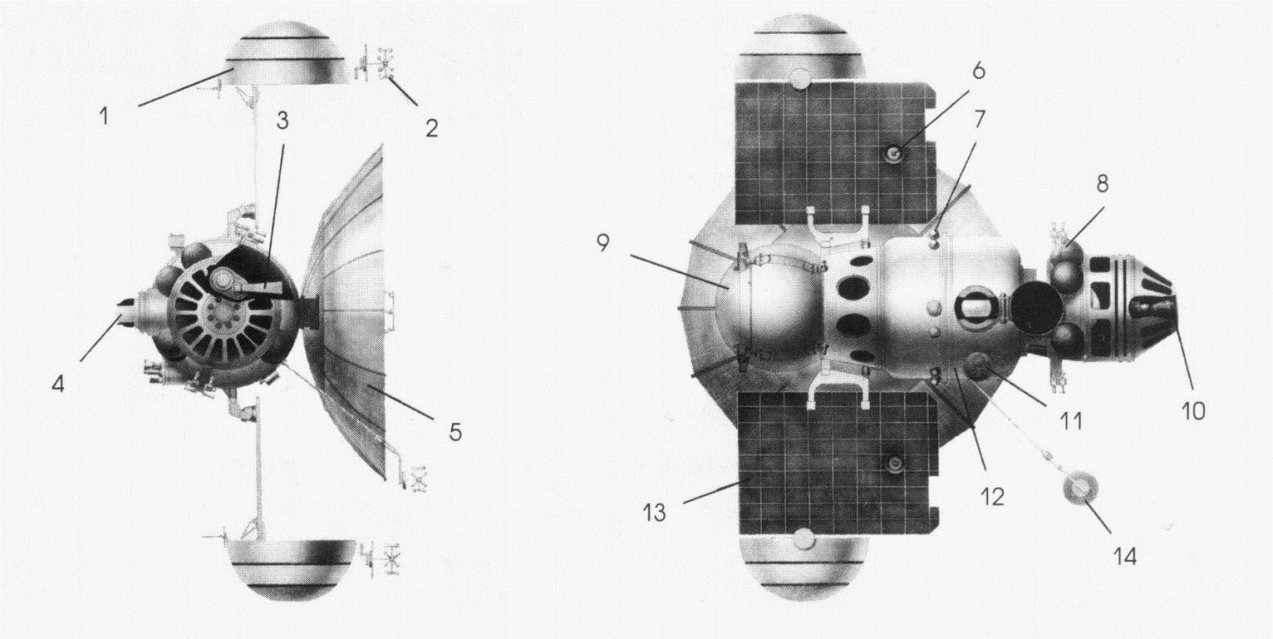
- детектор радиации;
- детектор заряженных частиц;
- магнитометр;
- детектор микрометеоритов;
- детектор атомарного водорода.

Научные приборы в спускаемом аппарате:

- барометр;
- термометр;
- детектор радиации;
- аппаратура по обнаружению микроорганизмов;
- анализатор состава атмосферы;
- прибор измерения кислотности;
- прибор измерения электропроводности;
- прибор для измерения освещенности.

В марте – начале апреля 1964 года были произведены две попытки запуска АМС 3МВ-1 к Венере, но на межпланетную траекторию удалось вывести только одну АМС. После запуска было обнаружено, что система терморегулирования АМС вышла из строя из-за разгерметизации корпуса. Связь с АМС до конца мая поддерживалась через аппаратуру посадочного модуля. АМС получила название «Зонд-1».

3МВ-2 – АМС для фотографирования и радиолокации Венеры с пролетной траектории (с расстояния 2 000-14 000 км). Фокусное расстояние объектива фототелевизионного устройства 200 мм, разрешающая способность 250 м при съемке с расстояния 1 000 км. Размер кадра 550х550 или 1 100х1 100 пикселей. АМС должна была иметь солнечные батареи площадью 2,4 м^2 и мощностью 60 вт. Масса АМС 935 кг. Расчетный срок работы АМС 6 месяцев.



1 – радиаторы системы терморегулирования
2 – малонаправленные антенны
3 – датчик ориентации на землю
4 – датчик точной солнечной и звездной ориентации
5 – остронаправленная антенна
6 – датчики контроля солнечной ориентации
7 – датчики научной аппаратуры
8 – пневмосистема ориентации
9 – спускаемый аппарат
10 – корректирующая ДУ
11 – датчик постоянной солнечной ориентации
12 – основной отсек
13 – солнечные батареи
14 – штырь магнитометра с антенной проверки СА

Рис. 3.43. АМС типа 3МВ-1 («Зонд-1»)

Планировалось изготовить одну АМС 3МВ-2 и запустить ее в марте-апреле 1964 года для фотографирования Венеры с пролетной траектории, но после неудачного запуска АМС 3МВ-1А в ноябре 1963 года было принято решение использовать матчасть АМС 3МВ-2 №1 для экспериментальной АМС, создаваемой с целью обнаружения причины отказов блока Л.

3.2.3. Марсианские АМС

3МВ-3 – АМС для доставки на Марс посадочного модуля. Масса 1 042 кг. Спускаемый аппарат (посадочный модуль) имел форму сферы диаметром 0,9 м и массу 310 кг. Площадь солнечных батарей 2,4 м^2, мощность 60 вт. Расчетный срок работы АМС 7-8 месяцев.

Был запланирован запуск к Марсу двух АМС этого типа (№1 и №2) в «окне» 1964 года, но из-за задержек в изготовлении запуск не состоялся. АМС были переоборудованы для Запуска к Венере и запущены в 1965 году.

Запуск АМС 3МВ-3 №1 прошел удачно. АМС, получившая название «Венера-3», впервые в мире достигла Венеры и доставила на ее поверхность памятный вымпел. К сожалению, связь с АМС была потеряна за несколько дней до сближения с Венерой.

АМС 3МВ-3 №2 сначала была переоборудована для фотографирования Марса вместо доставки посадочного модуля, в связи с чем получила обозначение 3МВ-4 №6, а затем была переориентирована на запуск к Венере. Из-за отказа 3-й ступени РН АМС осталась на орбите ИСЗ и получила название ИСЗ «Космос-96».

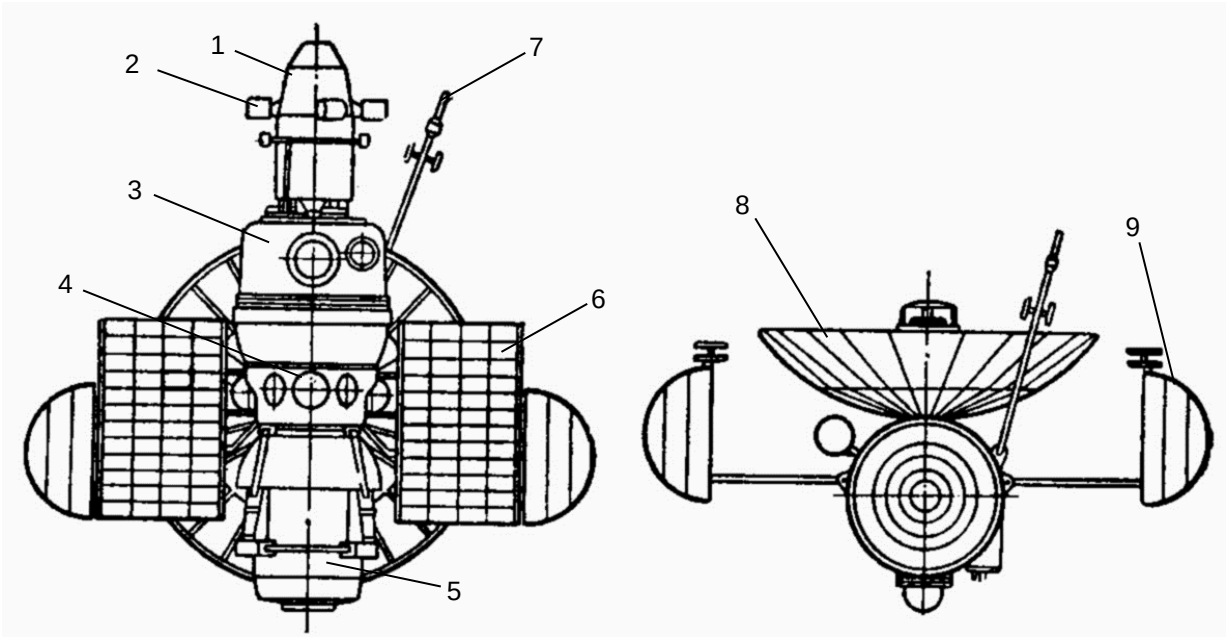
3МВ-4 – АМС для проведения фотосъемки Марса с пролетной траектории. Минимальное расчетное расстояние до поверхности Марса при пролете – от 6 000 до 40 000 км. В специальном отсеке установлено фототелевизионное устройство, с фокусным расстоянием объектива 106 мм. Сканирующее устройство имело разрешающую способность 1 100 строк по 1 100 элементов. Запас пленки – 40 кадров.

Энергопитание аппаратуры обеспечивалось солнечными батареями площадью 2,4 м^2 и мощностью 60 вт. АМС была оборудована экспериментальными электроплазменными двигателями системы ориентации.

Состав научных приборов АМС 3МВ-4:

- детектор радиации;
- детектор заряженных частиц;
- магнитометр;
- детектор микрометеоритов;
- радиотелескоп;
- ионные ловушки;
- детектор ультрафиолетового и рентгеновского солнечного излучения.

Масса АМС 3МВ-4 около 960 кг. Расчетный срок работы АМС 9-11 месяцев.



1 – КДУ
2 – микродвигатели системы ориентации
3 – орбитальный отсек
4 – баллоны системы ориентации
5 – фотоотсек
6 – солнечные батареи
7 – штырь магнитометра
8 – остронаправленная антенна
9 – радиаторы системы терморегулирования

Рис. 3.44. АМС типа 3МВ-4 №4 («Венера-2»)

30.11.64 г. был произведен запуск АМС 3МВ-4 №2, которая ранее планировалась для отработочного полета по программе 3МВ-4А. АМС было присвоено название «Зонд-2». Предусматривалась возможность проведения дополнительной коррекции траектории для попадания в Марс и доставки вымпела, однако из-за проблем с раскрытием солнечных батарей не удалось в нужное время выполнить даже первую коррекцию траектории, поэтому АМС прошла на большом расстоянии от Марса. Связь с АМС «Зонд-2» была потеряна примерно на середине трассы полета.

По первоначальным планам в «астрономическом окне» 1964 года планировалось запустить к Марсу две АМС типа 3МВ-4 (№3 и №4), но из-за задержек в изготовлении их запуск не состоялся.

АМС 3МВ-4 №3 под названием «Зонд-3» была запущена 18.07.65 г. по программе 3МВ-4А – для испытаний фототелевизионного устройства и отработки дальней радиосвязи. АМС была выведена на траекторию, идентичную траектории полета к Марсу. Состав научных приборов АМС «Зонд-3» по сравнению с начальным вариантом АМС частично изменен. Так, вместо ионных ловушек и детектора ультрафиолетового и рентгеновского солнечного излучения были установлены ультрафиолетовый спектрограф и ультрафиолетовый и инфракрасный спектрофотометр. Были установлены также другие фототелевизионные устройства, с фокусными расстояниями объективов

200 мм и 500 мм. Наилучшая разрешающая способность – 100 м с расстояния 1 000 км. АМС «Зонд-3» произвела фотографирование части обратной стороны Луны, оставшейся не заснятой в 1959 году автоматической станцией «Луна-3».

Табл. 3.10. Запуски АМС типа 3МВ

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса АМС/СА, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Космос-21	3МВ-1А (3МВ-1 № 2)	800 /	11.11.63	Отработка входа возвращаемого аппарата в атмосферу планеты со 2-й космической скоростью.	Нарушение работы системы ориентации разгонного блока Л. АМС осталась на орбите ИСЗ.
2	-	3МВ-4А №1А (3МВ-2 № 1)	996	19.02.64	Запуск произведен с целью обнаружения причины отказов блока Л.	Запуск АМС по траектории полета к Марсу. Вместо ФТУ был установлен блок телеметрии блока Л. Использован задел АМС 3МВ-2 №1. Взрыв 3-й ступени РН.
	-	3МВ-1 № 5	948	01.03.64	Доставка посадочного модуля на Венеру.	Запуск не состоялся из-за обнаруженной неисправности РН.
	-	3МВ-4А (3МВ-4 №2)	996	03.64	Отработка фототелевизионного устройства и дальней радиосвязи.	Планировалось запустить по траектории полета к Марсу. АМС не была подготовлена вовремя, запуск отложен.
3	Космос-27	3МВ-1 № 5	948 / 290	27.03.64	Доставка посадочного модуля на Венеру.	Отказ разгонного блока Л. Анализ телеметрии помог найти причину отказов блока Л.
4	Зонд-1	3МВ-1 № 4	948 / 290	02.04.64	Доставка посадочного модуля на Венеру.	В результате разгерметизации основного блока АМС задачу не выполнила. До 25.05.64 г. связь поддерживалась через радиоаппаратуру посадочного блока. АМС прошла на расстоянии около 110 000 км от Венеры.
	-	3МВ-3 № 1	1 042	11.64	Доставка посадочного модуля на Марс.	АМС не была подготовлена вовремя, запуск отменен. АМС была переоборудована для запуска к Венере («Венера-3»).
	-	3МВ-3 № 2	1 042	11.64	Доставка посадочного модуля на Марс.	АМС не была подготовлена вовремя, запуск отменен.
		3МВ-4 № 3		11.64	Фотографирование поверхности Марса	АМС не была подготовлена вовремя, запуск отменен. АМС использована в запуске «Зонд-3».
		3МВ-4 № 4		11.64	Фотографирование поверхности Марса	АМС не была подготовлена вовремя, запуск отменен. АМС переоборудована для запуска к Венере («Венера-2»).
5	Зонд-2	3МВ-4 № 2	996	30.11.64	Фотографирование поверхности Марса.	Не полностью раскрылись солнечные батареи. Связь с АМС потеряна в апреле 1965 г. 06.08.65 г. АМС пролетела около Марса на расстоянии 650 000 км.
6	Зонд-3	3МВ-4 № 3	950	18.07.65	Отработка систем АМС на траектории полета в сторону Марса. Телевизионная съемка поверхности Луны и изучение межпланетного пространства. (Программа 3МВ-4А).	20.07.65 г. было получено 25 фотоснимков Луны с дистанций 9 960-11 570 км. Передача полученных изображений производилась дважды – с расстояний 2,2 млн. км и 31,5 млн. км для проверки возможностей радиосвязной аппаратуры. АМС вышла на гелиоцентрическую орбиту. Связь с АМС прекращена в марте 1966 г.
7	Венера-2	3МВ-4 № 4	963	12.11.65	Фотосъемка Венеры с пролетной траектории.	Связь с АМС была потеряна 10.02.66 г. – за 17 суток до приближения к Венере. АМС прошла мимо Венеры 27.02.66 г. на расстоянии 24 000 км и вышла на гелиоцентрическую орбиту.
8	Венера-3	3МВ-3 № 1	958 / 337	16.11.65	Доставка посадочного модуля на Венеру.	01.03.66 г. АМС достигла Венеры. Связь с АМС была потеряна 18.02.66 г.
9	Космос-96	3МВ-4 № 6	950	23.11.65	Фотосъемка Венеры с пролетной траектории.	Отказ 3-й ступени. Потеря ориентации разгонного блока.

АМС 3МВ-4 №4 была запущена к Венере в «окне» 1965 года под названием «Венера-2». Получить фотографии Венеры не удалось, так как связь с АМС прервалась до ее сближения с планетой.

АМС 3МВ-4 №6 в 1965 году была переоборудована из АМС 3МВ-3 №2. При попытке запуска АМС к Венере произошел отказ 3-й ступени РН, в результате чего станция осталась на орбите ИСЗ, получив наименование «Космос-96».

3.3. Серия 4МВ. Работа над ошибками

В начале 1965 года в ОКБ-1 началась работа над разработкой очередной серии АМС, получившей индекс 4МВ[1], для запуска в 1967 году. В этих АМС планировалось учесть и исправить те недочеты, которые были выявлены в запусках АМС 3МВ в 1964-65 годах, однако, исправлять ошибки ОКБ-1 было поручено другой организации. Работы по межпланетным станциям в ОКБ-1 были прекращены, а вся документация по АМС серий 3МВ/4МВ была передана в ОКБ им. С.А. Лавочкина.

3.4. Проект 5МВ (ОКБ-1, 1961 год)

В 1961-1962 годах в планах ОКБ-1 была также разработка АМС серии 5МВ для доставки на Венеру и Марс самоходных аппаратов. Проектирование АМС предполагалось начать в конце 1963 года.

Запуски рассчитывались на использование РН Н-11. Запуск АМС 5МВ-1 к Венере предполагалось осуществить летом 1965 года, запуск АМС 5МВ-3 к Марсу – в начале 1967 года.

Проект относился к перспективным, и работы по нему так и не были начаты вплоть до передачи тематики АМС в ОКБ им. С.А. Лавочкина.

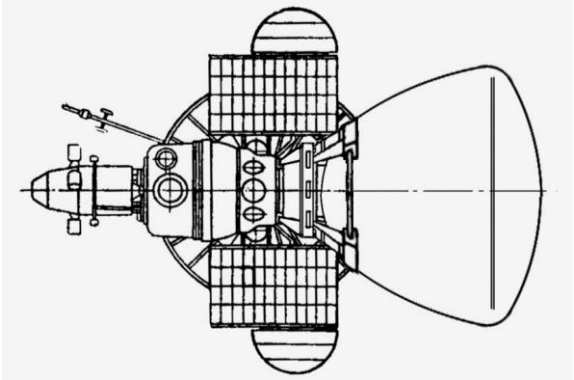


Рис. 3.45. АМС типа 5МВ 1961 года (проект ОКБ-1, предположительный вид)

3.5. Проект 5МВ (ОКБ им. С.А. Лавочкина, 1966 год)

Несмотря на то, что работы по АМС для Марса и Венеры в ОКБ им. С.А. Лавочкина практически сразу стали вестись раздельно, идея создания унифицированного перелетно-орбитального блока, нагружаемого специализированными целевыми модулями, продолжала выглядеть привлекательной еще достаточно долго. Так, 22.03.66 года Главный конструктор Г.Н.Бабакин утвердил документ, называвшийся «Назначение и основные задачи объектов 5МВ». В этом документе была сформулирована задача создания унифицированных АМС для исследования Марса и Венеры в 1969-1973 годах.

В документе говорилось: «Для повышения надежности объектов и снижения затрат на их разработку и испытания орбитальные части объектов 5МВ, КТДУ, а также агрегаты и системы других модулей должны быть максимально унифицированы».

Должны были быть рассмотрены как энергетически оптимальные траектории, так и траектории быстрых перелетов, при этом аппаратура АМС должна была позволять осуществлять полеты по обоим типам траекторий без существенных изменений в комплектации.

АМС должны проектироваться в модульном исполнении, чтобы в зависимости от конкретных энергетических возможностей можно было быстро комплектовать различные типы АМС, позволяющих решать такие задачи, как фотографирование планет, получение характеристик атмосферы по всей глубине, доставка модулей для мягкой посадки на планеты.

[1] По информации К. Лантратова, для запуска в 1967 году планировалось разработать АМС с индексами не 4МВ, а 3МВ-5 для доставки посадочного модуля на Марс и 3МВ-6 для фотосъемки Марса с орбиты спутника планеты (*"Новости космонавтики", 1996, № 20, стр. 62).*

Ставилась задача выбрать для дальнейшей разработки к запуску в 1969 году наиболее целесообразные типы АМС и наметить типы АМС и схемы полетов на 1971-1973 годы.

Рассматривались следующие профили полета АМС:

1. Пролетно-посадочный. Доставка на планету посадочного модуля, при этом основной модуль проходит мимо планеты.
2. Выход на орбиту спутника планеты. При наличии резервов веса на АМС устанавливаются посадочный модуль или атмосферные зонды.
3. Посадочный. АМС непосредственно выполняет посадку на планету.
4. Возвращаемый на Землю. АМС выводится на траекторию пролета около планеты с возвращением на Землю, либо запускается по энергетически оптимальной траектории с выходом на околопланетную орбиту и последующим перелетом на Землю. Основная цель – фотосъемка поверхности планеты и доставка отснятых фотопленок на Землю.

Для АМС серии 5МВ ставились следующие задачи:

При полете к Марсу:

- фотографирование поверхности Марса для получения цветной карты, получение информации о сезонных изменениях поверхности;
- определение температуры, давления, направления и скорости ветра, состава газов на поверхности Марса, а также получение разреза атмосферы;
- исследование верхней атмосферы Марса;
- получение детальной радиотепловой и инфракрасной карты планеты;
- фотографирование спутников Марса для определения их формы, размеров и альбедо;
- фотографирование поверхности Марса с большим разрешением для изучения ландшафта и выявления растительности;
- получение характеристик марсианского грунта (состав, прочность, температура);
- определение интенсивности радиации и величины магнитного поля на поверхности Марса;
- определение наличия микроорганизмов на поверхности Марса.

При полете к Венере:

- получение детальной радиотепловой и инфракрасной карты планеты;
- фотографирование поверхности планеты, видимой с пролетной или орбитальной траектории;
- получение разреза атмосферы по высоте (температура, давление, состав, освещенность);
- исследование верхней атмосферы планеты;
- определение механических свойств и агрегатного состояния поверхности;
- исследование химического состава поверхности и обнаружение микроорганизмов;
- фотографирование поверхности Венеры с посадочного модуля.

На участке межпланетного перелета и в околопланетном пространстве:

- исследование магнитных, электрических, радиационных и гравитационных полей;
- исследование солнечного и космического излучений;
- изучение метеоритной опасности.

Для венерианских АМС особо оговаривалась возможность проведения исследований на поверхности только при небольших давлениях и температурах.

В соответствии с документом «Назначение и основные задачи объектов 5МВ» АМС должны были разрабатываться из расчета запуска ракетами носителями как 8К82К «Протон», так и Н-1.

В связи с тем, что ОКБ им. С.А. Лавочкина получило указание сосредоточиться на выполнении мягкой посадки на Венеру, конструкторы ОКБ избрали самый быстрый путь – доработку АМС серии 3МВ/4МВ, при этом было принято решение на начальном этапе ограничиться доставкой

посадочного модуля. Для АМС типа 5МВ задачи исследования Венеры были, таким образом, отложены на некоторое время.

Работы по марсианской части проекта 5МВ продолжались. АМС М-69 и М-71 разрабатывались в рамках темы 5МВ, что нашло отражение в проектной документации. Так, например, эскизный проект на марсианскую АМС М-71 назывался «Автоматический космический аппарат М-71 (5МВ)». В дальнейшем индекс 5МВ перестал употребляться. В чертежной документации АМС М-69 обозначалась как 2М, а АМС М-71 – как 3М.

Проект М-69 завершился двумя неудачными запусками (п. 5.1.2), а М-71 был несколько более удачным – к Марсу были запущены АМС «Марс-2» и «Марс-3» (п. 5.1.3). В 1973 году к Марсу были отправлены сразу четыре АМС М-73 (3М2) – «Марс-4-7». Основным же итогом этих проектов стало создание универсального перелетно-орбитального блока, который затем был успешно применен в венерианских АМС «Венера-9-16», а также в АМС «Вега-1» и «Вега-2». В чертежной документации эти АМС имели индексы 4В, 5В и 5ВК.

Таким образом, можно считать, что унифицированный перелетно-орбитальный блок для АМС поколения 5МВ, задача разработки которого была поставлена в 1966 году, был успешно создан к 1971 году и использовался в составе марсианских и венерианских АМС вплоть до 1984 года.

Более подробная информация об АМС, созданных на базе проекта 5МВ, приводится в п.п. 3.4, 3.5 и 4.3.

3.6. УМВЛ - Универсальный аппарат для Марса, Венеры и Луны

В 1978 году в НПО им. С.А. Лавочкина была начата работа по разработке многоцелевой АМС нового поколения – УМВЛ (Унифицированный космический комплекс для исследования Марса, Венеры и Луны). УМВЛ должен был состоять из двух основных блоков – РТБУ (разгонно-траекторный блок управления) и целевой полезной нагрузки. РТБУ должен был обеспечивать коррекцию траектории и выдачу тормозного импульса для выхода на околопланетную орбиту. Блок полезной нагрузки мог быть различным, в зависимости от задач полета - большой спускаемый аппарат, малые автономные станции, посадочный модуль для безатмосферных планет, платформа с научной аппаратурой для орбитальных исследований и т.д.

По принятой концепции УМВЛ должен был стать базовой платформой для целой серии межпланетных станций. На его основе планировалось создать космические аппараты для доставки на Марс аэростатных зондов и марсоходов, для доставки на Землю марсианского грунта, для изучения астероидов, Луны, Венеры, Юпитера, Солнца.

08.12.1978 года Министерство общего машиностроения и Академия наук СССР совместным решением «О программе создания космических средств научного назначения на 1981-1990 годы» утвердили порядок и объем создания АМС на основе УМВЛ, приводимый в следующей таблице.

Табл. 3.11. Программа создания и запуска АМС на 1981-1990 годы (1978 г.)

Год	АМС	Назначение
1982	182Е	Запуск на полярную орбиту ИСЛ.
1983	183В	Запуск двух АМС для доставки аэростатных станций в атмосферу Венеры.
1984	184Ф	Отработка посадки на Фобос
1985		Доставка на Венеру двух долгоживущих АМС для сейсмических исследований.
1986	186Ф	Доставка на Землю образцов грунта с Фобоса.
1987		Доставка на Землю образцов грунта с обратной стороны Луны.
1988		Доставка на Марс марсохода.
1989		Исследования Венеры с помощью подвижной долгоживущей станции.
1990		Запуск АМС для доставки марсианского грунта

Позже планы этих запусков были сдвинуты на более поздние сроки. В «Программе исследования космического пространства на 1986-2000 годы», разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина в 1984 году, перечислялись такие планы создания и запуска АМС на базе УМВЛ (табл. 3.12).

Из всего масштабного перечня работ был реализован только запуск к Марсу в 1988 году двух АМС типа 1Ф, стартовавших под названиями «Фобос-1» и «Фобос-2». Проект АМС 1Л был сначала отодвинут на 1992 год под названием «Луна-92», а затем вообще закрыт. Всем остальным запланированным работам по созданию серии АМС типа УМВЛ не суждено было дойти даже до стадии выпуска проектных чертежей.

Табл. 3.12. Программа создания и запуска АМС на базе УМВЛ (1984 г.)

Год	АМС	Назначение
1988	1ФС (184Ф)	Запуск двух АМС для проведения исследования Марса, Фобоса и Солнца.
1989	1Л (ЛСН, 182Е)	Запуск АМС на полярную орбиту ИСЛ.
1990	6В	Запуск двух АМС для проведения исследования Венеры с помощью ИСВ и СА.
1992	2АС	Запуск двух АМС «Гелиозонд» для наблюдения за невидимой стороной Солнца.
1994	2Ф (186Ф)	Запуск двух АМС для доставки грунта с Фобоса.
1996	6В-1	Запуск двух АМС к Венере.
1997	6М	Запуск двух АМС для исследований Марса с орбиты планеты и на ее поверхности.
1998		Запуск двух АМС для проведения исследования Юпитера.
1999	7М	Доставка на Марс двух марсоходов.
2000	6В-2	Запуск двух АМС к Венере.
	8М	Запуск двух АМС для доставки марсианского грунта

ГЛАВА 4. ШТУРМ ВЕНЕРЫ

4.1. Переход количества в качество

После первого попадания в Венеру (АМС «Венера-3», 1965 год) задачу доставки на Венеру спускаемого аппарата можно было считать решенной. Оставалось достичь поверхности Венеры, «пробив» ее мощную атмосферу, и провести измерения давления, температуры и состава атмосферы на поверхности планеты. Решать эту задачу было поручено ОКБ им. С.А. Лавочкина, которому из ОКБ-1 была передана вся документация по АМС 3МВ/4МВ.

Тем не менее, на протяжении 1966 и 1967 годов ОКБ-1 продолжало участвовать в работах по новым АМС, т.к. системы ориентации, которые могли считаться отработанными, были оставлены за ОКБ-1. Во время совместных работ АМС, разрабатываемая для запуска к Венере в 1967 году, иногда называлась 4МВ. В проектной документации ОКБ им. С.А. Лавочкина АМС назывались по планете назначения и году предполагаемого запуска – В-67, В-69, В-70, В-72. В чертежно-конструкторской документации эти АМС имели индексы 1В, 2В и 3В.

4.1.1. АМС В-67 (1В)

В-67 – АМС для доставки спускаемого аппарата на Венеру в «астрономическом окне» 1967 года. Создание этой АМС велось в ОКБ им. С.А. Лавочкина в 1966-1967 годах на основе документации по АМС 3МВ/4МВ, переданной из ЦКБЭМ (бывшее ОКБ-1), поэтому конструктивное деление и внешний вид сохранились практически без изменений. Основные изменения претерпела система терморегулирования АМС, явившаяся причиной отказов на АМС серии 3МВ. Система ориентации осталась за ОКБ-1, в чьей документации модифицированная АМС продолжала именоваться 4МВ.

АМС В-67 состояла из транспортного блока и спускаемого аппарата сферической формы. Кроме служебных систем (ориентации, радиосвязной, энергопитания, телеметрической, терморегулирования и др.), транспортный блок имел научные приборы для исследований во время перелета «Земля-Венера»:

- трехкомпонентный магнитометр;
- счетчики космических излучений;
- регистратор корпускулярных частиц;
- ультрафиолетовый фотометр для определения количества кислорода и водорода в верхних слоях атмосферы Венеры.

СА нес следующую научную аппаратуру:

- радиовысотомер;
- анероидный барометр;
- газовый анализатор 11-кратного срабатывания;
- два резисторных термометра;
- ионизационный плотномер.

Энергопитание аппаратуры СА обеспечивалось никель-кадмиевой батареей, рассчитанной на 100 минут работы.

Спуск СА в атмосфере обеспечивался двухкаскадной парашютной системой, состоявшей из тормозного парашюта площадью 2,2 м² и основного парашюта площадью 55 м². СА диаметром 1,03 м был рассчитан на действие внешнего давления до 10 атм. и посадку, как на твердый грунт с перегрузкой до 350g, так и в море. Масса СА около 380 кг. Полная масса АМС – около 1 100 кг. Запуск АМС производился ракетой-носителем 8К78М «Молния-М».

Из двух АМС типа В-67 на траекторию полета к Венере в 1967 году удалось вывести только одну – АМС «Венера-4». Спуск СА в атмосфере Венеры происходил следующим образом. СА вошел в атмосферу Венеры на ночной стороне планеты со второй космической скоростью (около 10,7 км/с). После аэродинамического торможения с перегрузками до 300g на скорости 210-240 м/с раскрылся тормозной парашют. Когда скорость снизилась до 10 м/с, что произошло на высоте около 65 км, был раскрыт основной парашют, выдвинуты датчики научной аппаратуры и началось измерение параметров атмосферы. Как выяснилось, атмосфера Венеры имеет очень высокую

плотность и температуру. Передача данных с Венеры прекратилась через 93 минуты спуска, когда СА был на высоте около 28 км, из-за разрушения корпуса СА или из-за перегрева аппаратуры.

На основе полученных данных были рассчитаны условия на поверхности Венеры: давление – 75 атм., температура – +500ºС. Состав атмосферы по данным АМС: 90-95% углекислого газа, незначительные количества кислорода и водяного пара и почти полное отсутствие азота.

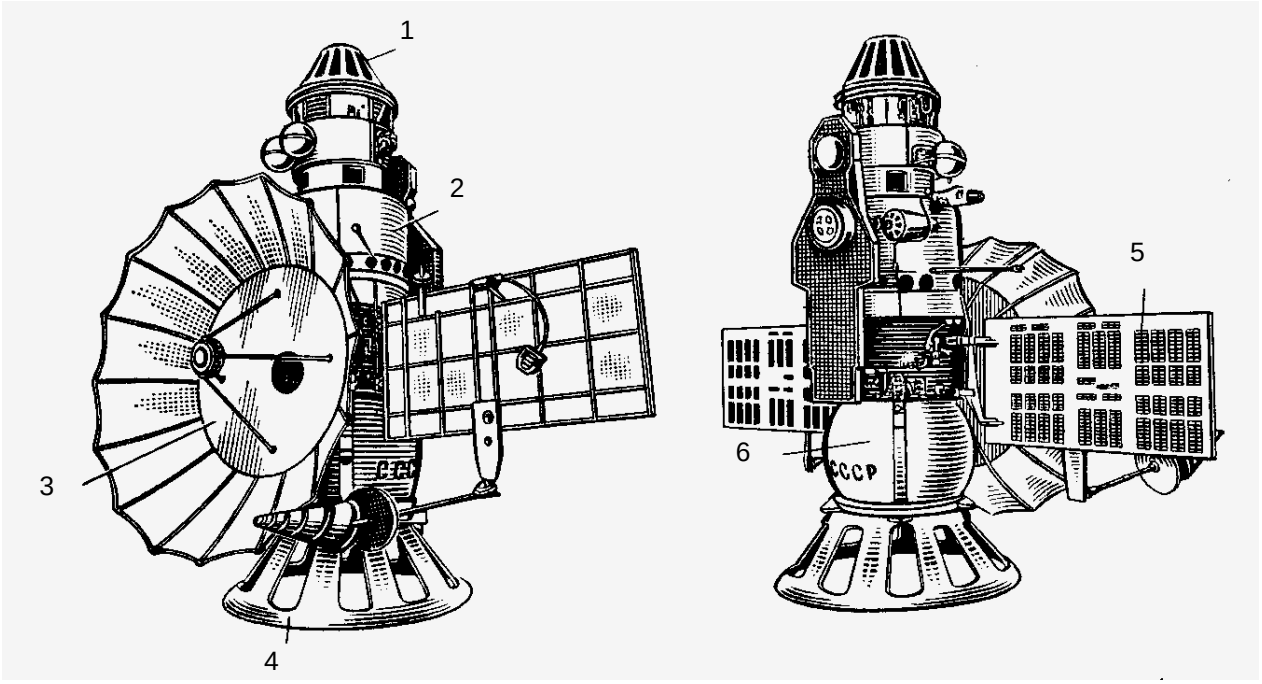
Измерениями, проведенными аппаратурой орбитального блока, было показано отсутствие у Венеры радиационных поясов. Магнитное поле Венеры оказалось в 3 000 раз слабее, чем у Земли. В верхней атмосфере Венеры было обнаружено небольшое количество водорода, наличия атомарного кислорода зафиксировать не удалось.

4.1.2. АМС В-69 (1В1)

В-69 – модификация АМС В-67 для запуска к Венере в начале 1969 года. Увеличена прочность СА, который мог теперь выдерживать давление до 25 атм.[1], температуру 425ºС и перегрузки до 450g. Уменьшена площадь парашютов для более быстрого спуска СА, чтобы достичь большей глубины погружения СА в атмосферу Венеры, прежде чем перегрев выведет аппаратуру СА из строя. Площадь тормозного парашюта составила 1,9 м², площадь основного парашюта – 12 м².

Состав научной аппаратуры аналогичен В-67, но дополнительно в СА установлены фотоэлектрические датчики. Измерительные приборы модифицированы с учетом данных, полученных АМС «Венера-4». Масса СА в результате проведенных доработок увеличилась до 410 кг. С орбитального блока снят магнитометр.

Были запущены две АМС – «Венера-5» и «Венера-6». Обе АМС достигли Венеры в мае 1969 года. СА совершили спуск в атмосфере Венеры, как и СА «Венера-4», с ночной стороны планеты. Передача измеряемых данных продолжалась около 50 минут с каждого СА.



1 – корректирующая ДУ
2 – орбитальный отсек
3 – остронаправленная антенна
4 – технологическая подставка
5 – солнечная батарея
6 – спускаемый аппарат

Рис. 3.46. АМС типа В-69 («Венера-5»)

[1] Решение по условиям, которые должен был выдерживать СА, было принято раньше, чем появились расчетные данные по результатам полета АМС «Венера-4».

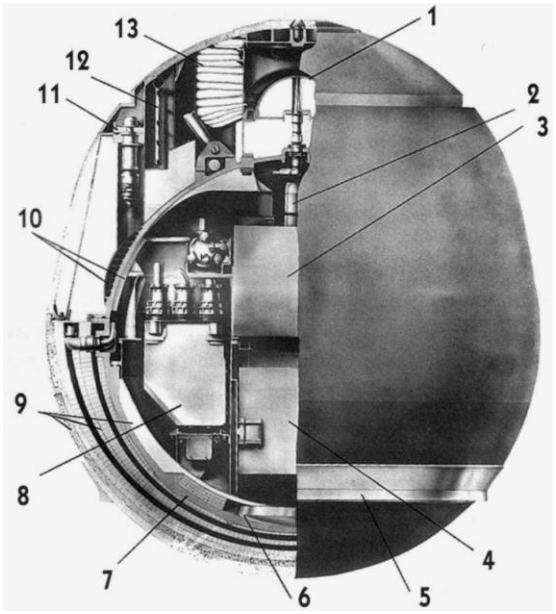
СА АМС «Венера-5» достиг высоты 18 км и прекратил передачу данных, при этом наружное давление составляло 26,1 атм. Расчетные условия на поверхности по данным «Венеры-5»: давление 140 атм., температура +530ºС. Координаты места спуска СА: 3º ю.ш., 18º в.д.

Связь с СА АМС «Венера-6» прекратилась, когда СА находился, по показаниям радиовысотомера, на высоте 10-12 км, но наружное давление было примерно таким же, как в момент разрушения СА АМС «Венера-5». Это давало основание предположить, что СА совершал спуск над высокогорным районом или плато. Расчетные условия на поверхности Венеры в этом районе: давление 60 атм., температура +400ºС. Координаты места спуска СА: 5º ю.ш., 23º в.д.

4.1.3. АМС В-70 (2В)

В-70 (2В) – дальнейшая модификация АМС В-67/В-69 для доставки на Венеру посадочных модулей с целью достижения поверхности планеты и прямого измерения параметров атмосферы Венеры по всей глубине.

Спускаемый аппарат был полностью переконструирован, теперь он был рассчитан на максимальное наружное давление 180 атм. и температуру +540ºС. Силовой герметичный корпус был изготовлен из титана[1]. Были введены и такие меры против перегрева, как захолаживание внутреннего объема СА перед входом в атмосферу Венеры, а также усиление теплозащиты СА. Была применена однокаскадная парашютная система с рифленым парашютом конусной формы и площадью 2,8 м². СА рассчитывался на достижение поверхности Венеры и работу на поверхности в течение не менее 30 мин. Вместо никель-кадмиевой была использована свинцово-цинковая батарея. Масса СА составляла около 500 кг.



1 – передающая антенна
2 – вентилятор
3 – радиовысотометр
4 – радиопередатчик
5 – опорное кольцо
6 – демпфер
7 – силовой корпус
8 – блок коммутации
9 – теплоизоляция
10 – радиатор СТР
11 – крышка парашютного отсека
12 – антенна радиовысотомера
13 – парашют

Рис. 3.47. СА АМС В-70

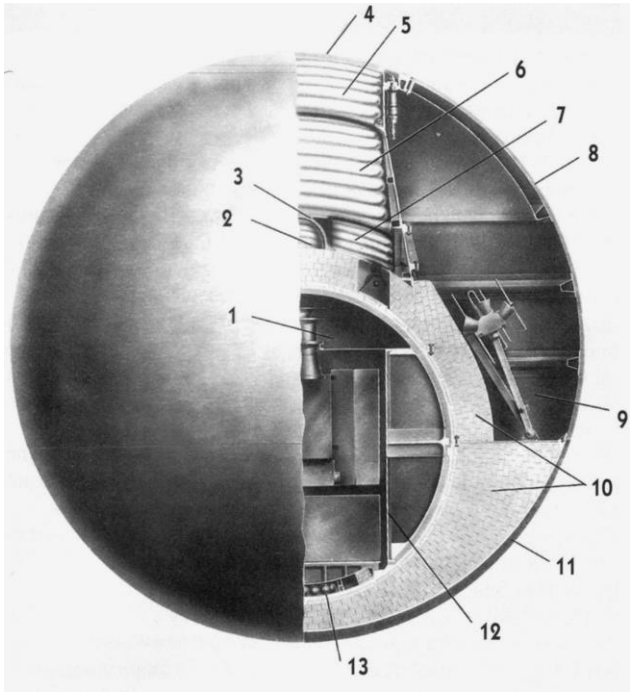
В связи с увеличением массы СА орбитальный блок был максимально облегчен. В частности, с него была удалена вся научная аппаратура, за исключением счетчика космического излучения. Масса АМС – 1 180 кг.

Из двух АМС В-70 на траекторию полета к Венере удалось вывести только одну, получившую наименование «Венера-7». 15.12.70 г. спускаемый аппарат АМС «Венера-7» вошел в атмосферу Венеры со скоростью около 11,5 км/с. На высоте 60 км при скорости около 200 м/с была введена в действие парашютная система. При спуске произошел преждевременный отстрел парашюта, в результате чего скорость снижения СА составила 26 м/с вместо расчетных 14 м/с. После 35 минут спуска СА достиг поверхности Венеры (на ночной стороне) и вел передачу в течение 23 минут после посадки. Из-за отказа коммутатора телеметрии во время спуска и на поверхности не удалось провести измерения давления и плотности атмосферы. По измеренным величинам температуры была уточнена модель атмосферы и вычислено распределение давления и плотности по высоте. Измеренная на поверхности Венеры температура в точке посадки оказалась равной +475ºС. Рассчитанная величина давления равнялась 90 атм.

[1] Силовые корпуса спускаемых аппаратов АМС 2МВ, 3МВ, В-67 и В-69 изготавливались из алюминиево-магниевого сплава АМг-6.

4.1.4. АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ПРОЕКТ В-70

В процессе проектирования СА повышенной прочности был рассмотрен также вариант спускаемого аппарата, силовой корпус которого должен был изготавливаться по-прежнему из алюминиево-магниевого сплава АМг-6. Для обеспечения его прочности было необходимо применить большой слой теплоизоляции, так как прочностные свойства АМг-6 при повышении температуры существенно ухудшаются. В результате теплозащитный корпус СА должен был быть увеличен до диаметра 2,4 м, а общая масса АМС превышала возможности РН 8К78 «Молния», и возникала необходимость использования РН 8К82К «Протон». Схема СА показана на рис. 3.48.



1 – приборный отсек
2 – передающая антенна
3 – колпак антенны
4 – крышка парашютного отсека
5, 6, 7 –каскады парашютной системы
8 – крышка аэродинамического корпуса
9 – отсек датчиков научной аппаратуры
10 – теплоизоляция
11 – теплозащита
12 – приборная рама
13 – демпфер

Рис. 3.48. Вариант СА диаметром 2,4 м для АМС В-70 (проект)

В результате был выбран вариант с титановым силовым корпусом СА, а материалы по проекту АМС с СА диаметром 2,4 м были использованы в дальнейшем при разработке АМС 4В (В-73).

4.1.5. АМС В-72 (2В1)

В-72 (2В1) – АМС для доставки СА на дневную сторону Венеры в 1972 году. АМС В-72 минимально отличались АМС В-70. Масса конструкции СА, рассчитанного по уточненным данным об атмосфере Венеры на максимальное давление 105 атм. и максимальную температуру 493ºС, была уменьшена на 38,5 кг. Это позволило смонтировать в СА бериллиевые «аккумуляторы холода» и увеличить массу научных приборов.

Состав аппаратуры СА:

- фотометр;
- гамма-лучевой спектрометр;
- регистратор скорости ветра.

В 1972 году был произведен запуск двух АМС В-72. Снова удачным был только один из двух стартов. В июле 1972 года СА АМС «Венера-8» совершил посадку на освещенной стороне Венеры. При спуске и после посадки было проведено большое количество измерений, позволивших получить ценные сведения об атмосфере Венеры и о грунте в районе посадки. Температура в точке посадки составила +470ºС, давление 90 атм.

4.1.6. АМС 3В

В 1970 году в связи с не слишком удачным полетом АМС «Венера-7» возникло предложение повторить запуск АМС этого типа в 1973 году, на случай, если и в 1972 году не удастся получить достаточных данных об условиях на поверхности Венеры. В ОКБ им. С.А. Лавочкина был подготовлен аванпроект АМС 3В. Обозначение «В-73» в это время уже было отдано проекту АМС нового поколения и не использовалось применительно к АМС 3В.

АМС 3В представляла собой дальнейшую модификацию АМС В-72. Однако, после успешного полета АМС «Венера-8» необходимость повторения экспедиции отпала, и работы по АМС В-73 были прекращены.

Табл. 3.13. Запуски АМС к Венере в 1967 – 1972 годах

№	Наименование	Тип и сер.№	Масса АМС / СА, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Венера-4	В-67 (1В) №310	1 106 / 377	12.06.67	Доставка посадочного модуля на Венеру.	18.10.67 спускаемый аппарат АМС вошел в атмосферу на ночной стороне Венеры и начал спуск. Передача данных с СА длилась около 1,5 час и прекратилась на высоте 27 км от поверхности Венеры.
2	Космос-167	В-67 (1В) №311	1 106	17.06.67	Доставка посадочного модуля на Венеру.	Авария разгонного блока.
3	Венера-5	В-69 (1В-1) №330	1 130 / 410	05.01.69	Доставка посадочного модуля на Венеру.	16.05.69 спускаемый аппарат АМС вошел в атмосферу на ночной стороне Венеры в точке с координатами 3º ю.ш., 18º в.д. Передача данных с СА длилась в течение 53 мин.
4	Венера-6	В-69 (1В-1) №331	1 130 / 410	10.01.69	Доставка посадочного модуля на Венеру.	17.05.69 спускаемый аппарат АМС вошел в атмосферу на ночной стороне Венеры в точке с координатами 5º ю.ш., 23º в.д. Передача данных с СА длилась в течение 51 мин.
5	Венера-7	В-70 (2В) №630	1 180 / 500	17.08.70	Доставка посадочного модуля на Венеру.	15.12.70 спускаемый аппарат АМС вошел в атмосферу на ночной стороне Венеры и впервые достиг поверхности в точке с координатами 5º ю.ш., 9º з.д. Передача данных с СА длилась в течение 35 мин. во время спуска и 23 мин. после посадки.
6	Космос-359	В-70 (2В) №631	1 180	22.08.70	Доставка посадочного модуля на Венеру.	Взрыв разгонного блока. АМС осталась на эллиптической орбите ИСЗ высотой 195 х 908 км.
7	Венера-8	В-72 (2В-1) №670	1 184 / 495	27.03.72	Доставка посадочного модуля на Венеру.	22.07.72 АМС достигла Венеры. Впервые посадка производилась на освещенную Солнцем сторону планеты. СА вел передачу с поверхности Венеры в течение 50 мин. Координаты места посадки: 10°42′ ю. ш. 335°15′ в. д.
8	Космос-482	В-72 (2В-1) №671	1 184	31.03.72	Доставка посадочного модуля на Венеру.	Отказ разгонного блока. АМС выведена на эллиптическую орбиту ИСЗ высотой 204 х 9 806 км.

4.2. АМС «Венера» третьего поколения

После измерения параметров атмосферы Венеры автоматическими станциями «Венера» второго поколения следующей научной задачей было проведение исследований непосредственно на поверхности планеты, а также изучение рельефа по всей планете. Для достижения этой цели была поставлена задача создания АМС третьего поколения. В марте 1966 года Г.Н. Бабакин, Главный конструктор ОКБ им. С.А. Лавочкина, утвердил документ, называвшийся «Назначение и основные задачи объектов 5МВ». В этом документе была сформулирована задача создания унифицированных АМС для исследования Марса и Венеры в 1969-1973 годах (п. 3.5).

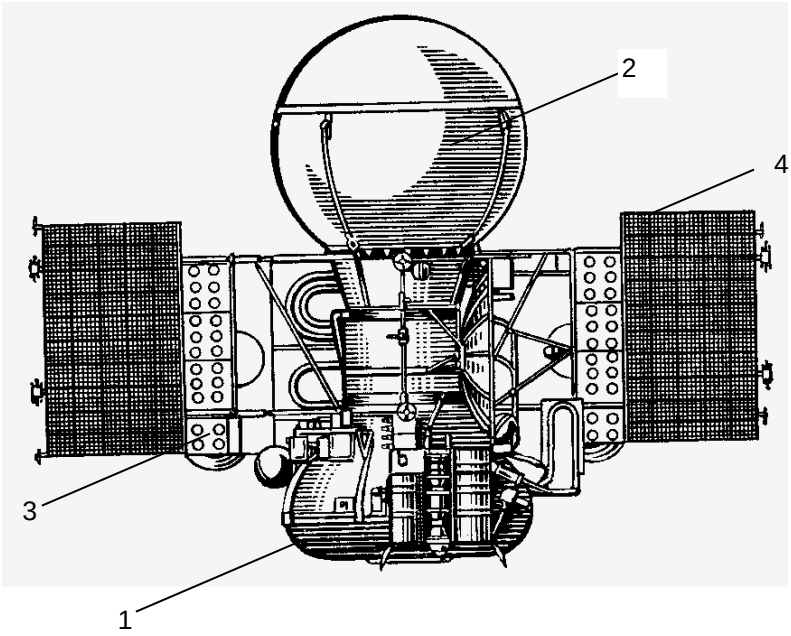
До 1973 года к Венере запускались АМС второго поколения. Переход на платформу 5МВ для венерианских АМС был начат только в 1972 году, когда эта платформа уже была создана и применена в марсианских АМС. В результате орбитально-перелетный блок АМС «Венера» третьего поколения создавался на базе конструкции такого блока АМС «М-71».

В течение 1972-1984 годов было создано несколько модификаций АМС «Венера» третьего поколения. Базовая АМС получила обозначение 4В. АМС были рассчитаны на запуск ракетой-носителем 8К82К «Протон» с разгонным блоком «Д» 11С824 (с 1978 г. – с блоком «ДМ» 11С824М). Масса АМС составляла 4 500-5 000 кг.

4.2.1. 4В (В-73 / В-75)

4В – АМС для запусков к Венере. Аналогично станциям предыдущего поколения, АМС 4В состоит из двух блоков: унифицированный орбитальный блок (ОБ) и спускаемый аппарат (СА), однако, оба блока имеют существенно бóльшую массу и бóльшие возможности.

ОБ оборудован двигательной установкой многократного запуска и запасом топлива, обеспечивающим выход на орбиту ИСВ. СА состоит из посадочного модуля (ПМ) и сферического теплозащитного кожуха диаметром 2,4 м.



1 – основной (орбитальный) блок
2 – спускаемый аппарат (посадочный блок)
3 – панели системы терморегуляции
4 – солнечные батареи

Рис. 3.49. АМС типа 4В («Венера-9»)

Схема посадки СА была принципиально переработана. Спуск в атмосфере Венеры был разделен на три этапа:

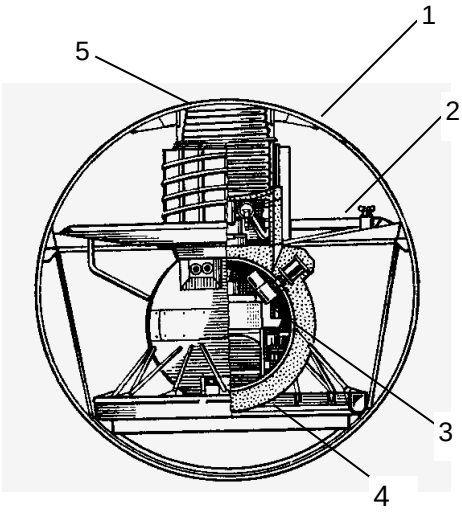
- баллистическое торможение, по окончании которого теплозащитный кожух сбрасывается;
- спуск на парашюте, который для снижения ударных нагрузок находится в так называемом «зарифованном» состоянии и раскрывается в несколько этапов;
- на заключительном этапе спуска парашют отбрасывается, и ПМ завершает спуск и посадку, используя жесткое аэродинамическое тормозное устройство.

Такая схема была выбрана для ускорения спуска в наиболее глубоких слоях атмосферы, чтобы избежать преждевременного перегрева аппаратуры СА. Посадочный модуль был рассчитан на работу на поверхности Венеры в течение 30 минут.

В ПМ устанавливалась научная аппаратура для измерения параметров и химического состава атмосферы и грунта, а также два телевизионных устройства для получения панорамных изображений поверхности Венеры. Каждая телекамера рассчитана на получение панорамы с углом охвата по горизонтали 180 град.

Состав научной аппаратуры АМС 4В:

- ультрафиолетовый фотометр;
- инфракрасный радиометр;
- ультрафиолетовый спектрометр;
- магнитометр;
- фотополяриметр;
- ионно-электронные датчики;
- оптический спектрометр.



1 – теплозащитный экран (кожух)
2 – аэродинамическое тормозное устройство
3 – контейнер с научной аппаратурой
4 – посадочное устройство
5 – парашютный контейнер

Рис. 3.50. Спускаемый аппарат АМС типа 4В

Научные приборы в посадочном модуле:

- термометр;
- барометр;
- масс-спектрометр;
- анемометр;
- фотометры;
- нефелометр;
- гамма-лучевой спектрометр;
- лучевой плотномер;
- две телекамеры черно-белого изображения;
- акселерометры.

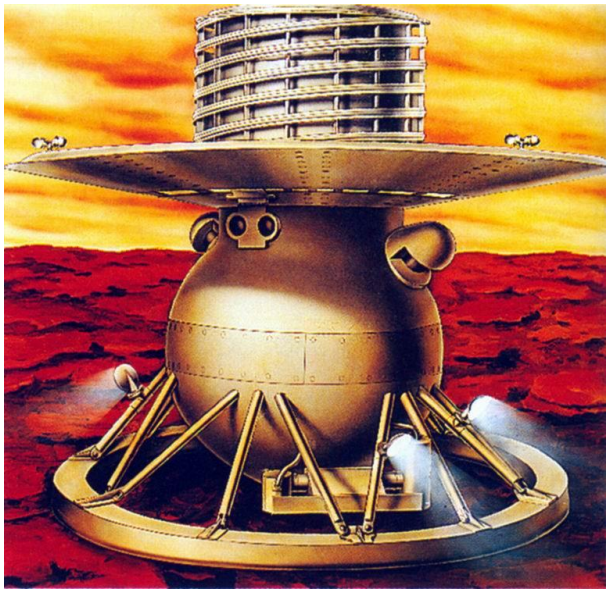


Рис. 3.51. Посадочный модуль АМС 4В

Масса АМС 4В – около 5 000 кг, масса СА – 1 560 кг, масса посадочного модуля – 660 кг.

Планировалось произвести запуск двух АМС этого типа в 1973 году, в связи с чем проект первоначально назывался «В-73». В процессе работ срок запуска отодвинулся на 1975 год, и проект был переименован в «В-75».[1]

В 1975 году были запущены две АМС типа 4В – «Венера-9» и «Венера-10».

Посадочные модули обеих АМС успешно совершили посадку и впервые в мире передали панорамные телеизображения поверхности Венеры. К сожалению, на обоих ПМ произошел одинаковый отказ – не сбросилась крышка с одной из телекамер, в связи с чем полученные панорамы ограничены углом обзора 180°. По данным ПМ АМС «Венера-9» на поверхности в точке посадки давление составляет 90 атм., температура атмосфера +485°С, по данным ПМ «Венера-10», соответственно, 90 атм. и 460°С.

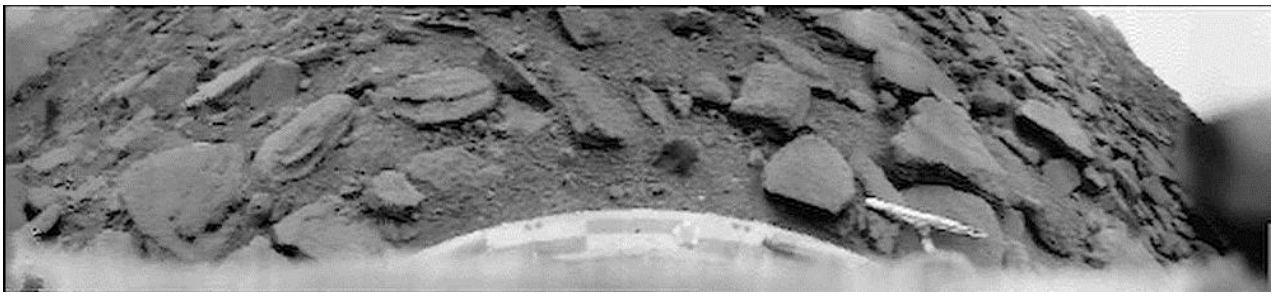


Рис. 3.52. Панорама поверхности Венеры, полученная ПМ АМС 4В «Венера-9»

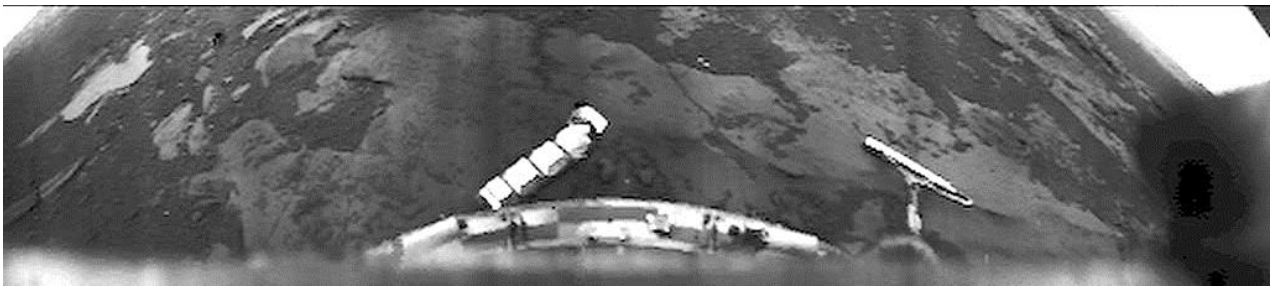


Рис. 3.53. Панорама поверхности Венеры, полученная ПМ АМС 4В «Венера-10»

[1] Чтобы не переименовывать проекты в дальнейшем, было принято решение отменить обозначение по годам запуска. Приводимые далее обозначения, привязанные к годам запуска, приводятся для справки.

Передача информации с посадочных модулей прекратилась в связи с уходом орбитальных блоков, являвшихся ретрансляторами, из зоны радиовидимости. Длительность работы ПМ на поверхности Венеры составила 53 и 65 минут.

Орбитальные блоки обеих АМС вышли на орбиту ИСВ и успешно работали несколько месяцев, передав, в числе прочих научных данных, фотоизображения Венеры в ультрафиолетовом диапазоне.

4.2.2. 4В1 (В-77 / В-78)

4В1 – модификация АМС 4В. АМС предназначены для дальнейшего изучения Венеры.

Масса АМС – 4 450 кг, масса СА – 1 645 кг, масса ПМ – 750 кг.

Состав научной аппаратуры, установленной на орбитальном блоке АМС:

- плазменный спектрометр;
- гамма-лучевой детектор;
- детектор излучений в рентгеновском и гамма-диапазоне;
- ультрафиолетовый спектрометр;
- магнитометр;
- детекторы солнечного ветра;
- датчики космических излучений.

Состав аппаратуры в посадочном модуле:

- две телекамеры цветного изображения;
- газовый хроматограф;
- масс-спектрометр;
- гамма-лучевой спектрометр;
- детектор грозовых разрядов (молний);
- датчики температуры и давления;
- нефелометр;
- анемометр;
- оптический спектрофотометр
- рентгеновский анализатор аэрозолей;
- рентгеновский спектрометр;
- устройство для забора и анализа образцов почвы.

Устройство для забора и анализа образцов венерианской почвы, установленное в посадочном модуле, функционировало следующим образом. Специальное механическое устройство (бур) дробит грунт до дисперсного состояния. После этого открывается пирозадвижка, и напором внешнего давления измельченный грунт вбрасывается в камеру первого каскада. Вторая пирозадвижка отсекает камеру с грунтом от внешнего пространства. Затем срабатывает еще одна пирозадвижка, открывающая камеру второго каскада, и перепадом давления грунт перемещается в новую камеру. При этом давление, соответственно, уменьшается. Следующим аналогичным перемещением грунт доставляется в анализатор, при этом давление уменьшается почти до нулевого. Отсутствие давления являлось необходимым условием для проведения химического анализа грунта.

Запуск двух АМС 4В1 был произведен в сентябре 1978 года – «Венера-11» и «Венера-12». Посадочные модули успешно были доставлены и совершили посадку на поверхность Венеру в расчетных районах. Орбитальные блоки АМС 4В1 не были предназначены для выхода на орбиту спутников Венеры, а ретранслировали сигналы с посадочных модулей с пролетной траектории, после чего вышли на гелиоцентрические орбиты. Тем не менее, информация с посадочных модулей исправно поступала в течение более чем полутора часов. Был произведен цикл научных исследований, но, к сожалению, ключевые эксперименты – получение цветных панорам и забор грунта не были выполнены. На этот раз крышки не удалось сбросить ни с одной телекамеры (по две на каждом посадочном модуле). Заборное устройство также имело единый дефект на обоих

аппаратах, приведший к провалу эксперимента. Атмосферные условия на поверхности Венеры по данным, полученным с посадочных модулей: «Венера-11» – температура 462ºС, давление 92 атм.; «Венера-12» – температура 470ºС, давление 90 атм.

4.2.3. 4В1М (В-80 / В-81)

4В1М – доработанные АМС, аналогичные запущенным в 1978 году станциям 4В1 «Венера-11» и «Венера-12». Кроме устранения конструктивных дефектов, приведшим к срыву экспериментов по цветной телесъемке панорам и забору грунта, были внесены коррективы в состав научной аппаратуры – с учетом уже полученных данных.

Орбитальный блок нес следующую научную аппаратуру:

- магнитометр;
- детектор космического излучения;
- детекторы солнечного ветра;
- гамма-лучевой детектор.

Посадочный модуль был оборудован следующими научными приборами:

- две цветные телекамеры;
- газовый хроматограф;
- масс-спектрометр;
- детектор грозовых разрядов (молнии);
- датчики давления и температуры;
- нефелометр;
- спектрофотометр;
- рентгеновский анализатор аэрозолей;
- рентгеновский спектрометр;
- устройство для забора и анализа образцов почвы;
- акселерометр;
- датчик влажности;
- сейсмометр.

Масса АМС ~ 4 400 кг, масса СА с теплозащитным экраном – около 1 640 кг, масса посадочного модуля – 750 кг. Расчетное время работы посадочного модуля на поверхности Венеры – 30 минут.

В октябре 1981 года были запущены две АМС 4В1М – «Венера-13» и «Венера-14».

На этот раз программа была выполнена полностью, проведен анализ химического и изотопного состава и другие исследования атмосферы во время спуска, после посадки ПМ получены цветные телепанорамы поверхности Венеры, взяты пробы грунта и проведен его химический анализ. Атмосферные условия в точках посадки ПМ: «Венера-13» – температура 462ºС, давление 88,7 атм., «Венера-14» – температура 465ºС, давление 94,7 атм. Посадочный модуль АМС «Венера-13» проработал более 2-х часов, дважды передав цветные телепанорамы. Работа посадочного модуля была прекращена по команде с Земли после полного выполнения программы. Посадочный модуль АМС «Венера-14» проработал 57 минут, также полностью выполнив программу. Связь была прекращена после падения уровня сигнала ниже порогового.

Рис. 3.54. Первая цветная[1] полупанорама поверхности Венеры, переданная ПМ АМС 4В1М «Венера-13»

Рис. 3.55. Вторая цветная полупанорама поверхности Венеры, переданная ПМ АМС 4В1М «Венера-13»

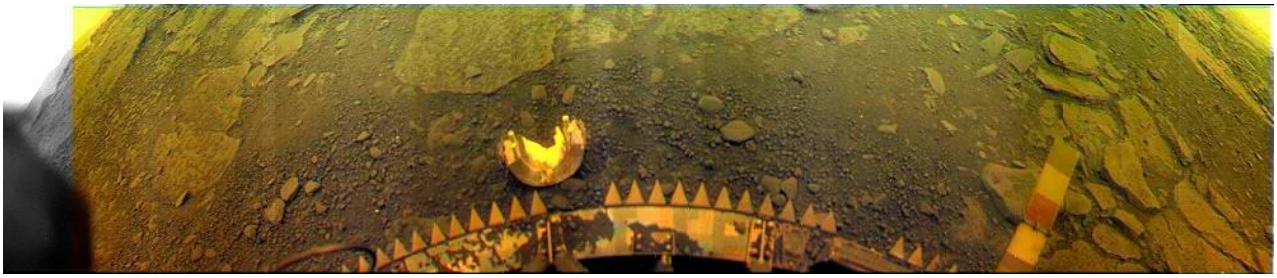


Рис. 3.56. Цветная полупанорама поверхности Венеры, переданная ПМ АМС 4В1М «Венера-14»

4.2.4. 4В2 (В-81 / В-83)

4В2 – АМС для радиолокационного картографирования Венеры с орбиты ИСВ. Вместо СА была установлена аппаратура радиолокационного картографирования. АМС имела узконаправленный радар для измерения профиля Венеры сквозь светонепроницаемый слой венерианских облаков. Размер антенны – 1,4 х 6,0 м. Разрешение получаемых изображений 1-2 км, разрешение по высоте – 50 м. Была увеличена емкость топливного бака, увеличен запас сжатого азота в системе ориентации и установлены дополнительные секции солнечных батарей площадью 3 м^2.

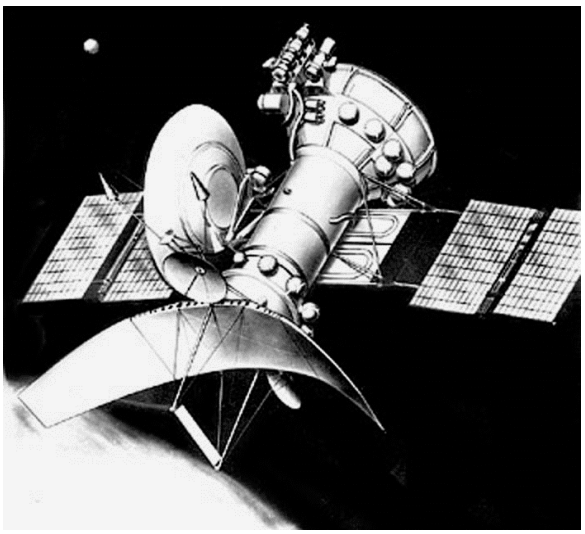


Рис. 3.57. АМС 4В2 «Венера-15»

Диаметр остронаправленной антенны был увеличен 1,6 до 2,6 м для увеличения пропускной способности радиоканала. Масса АМС – около 5 300 кг.

Перечень научного оборудования АМС 42:

- радар;
- радиометрическая система;
- прибор для эксперимента по радиозатенению;

[1] Цвета изображения в соответствии с [21].

- инфракрасный спектрометр;
- детекторы космического излучения;
- детекторы солнечного ветра.

В 1983 году были запущены две АМС типа 4В-2: «Венера-15 и 16», обе успешно выведены на орбиты спутников Венеры. Проработав более 9 месяцев, АМС произвели практически полное картографирование поверхности Венеры. По информации, полученной с этих АМС, была составлена геолого-морфологическая карта Венеры.

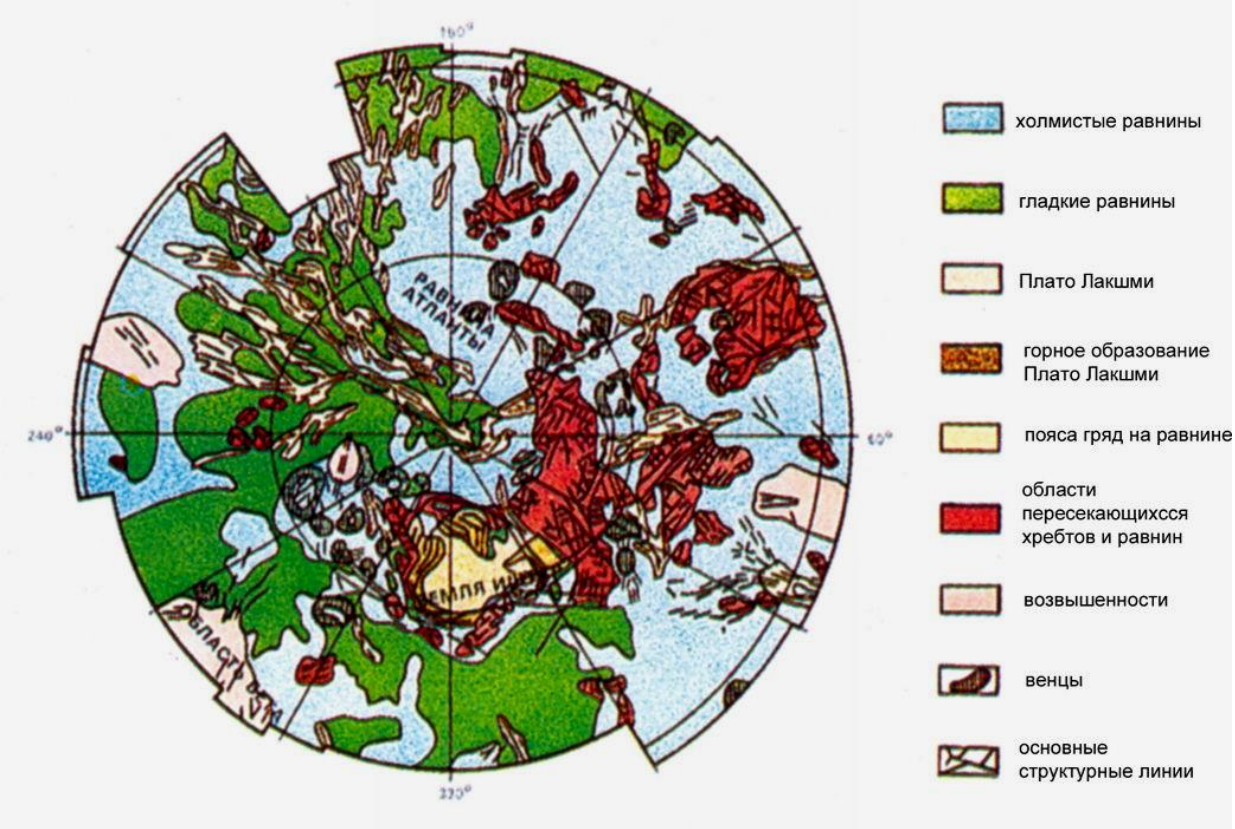


Рис. 3.58. Геолого-морфологическая карта Венеры по данным АМС 4В-2 «Венера-15 и 16»

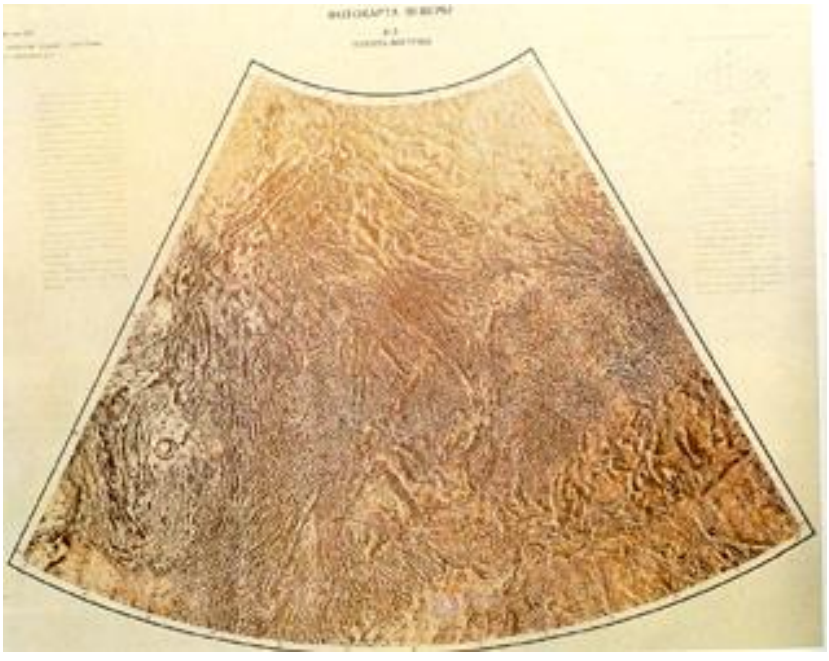


Рис. 3.59. Сегмент карты Венеры, полученной АМС 4В-2 «Венера-15 и 16»

Табл. 3.14. Запуски АМС типа 4В

№	Наименование	Тип АМС	Масса АМС/СА, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Венера-9	4В №660	4 936 / 1 560 (ПМ – 660)	08.06.75	Доставка посадочного модуля, исследование Венеры с орбиты.	22.10.75 г. посадочный модуль АМС совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 32º с.ш., 291º д. и передал фотографии поверхности, половину круговой панорамы (из-за неисправности одной из двух телекамер) и данные об атмосферных условиях (давление 90 атм., температура 485 градусов Цельсия), проработав 53 минуты после посадки. Орбитальный модуль вышел на орбиту ИСВ с параметрами: наклонение – 34,2 градуса; высота – 1 510 х 112 200 км. Работа с орбитальным модулем АМС была завершена 27.04.76 г.
2	Венера-10	4В №661	5 033 / 1 560 (ПМ – 660)	14.06.75	Доставка посадочного модуля, исследование Венеры с орбиты.	25.10.75 г. посадочный модуль АМС совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 16º с.ш., 291º д. и передал фотографии поверхности, телепанораму с углом обзора 180º и данные об атмосферных условиях, проработав 65 минут после посадки. Орбитальный модуль вышел на орбиту ИСВ с параметрами: наклонение 29,5 град., высота 1 620 х 113 900 км. Работа с орбитальным модулем АМС была завершена 15.09.77 г.
3	Венера-11	4В1 №360	4 447 / 1 645 (ПМ – 750)	09.09.78	Доставка посадочного модуля на Венеру.	25.12.78 г. посадочный модуль совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 14º ю.ш., 299º д. Телеизображения получить не удалось из-за несброса крышек телеобъективов. Запланированное бурение грунта не было выполнено. Информация с ПМ передавалась 95 минут после посадки. Основной блок ретранслировал сигналы, передаваемые посадочным модулем, с пролетной траектории (минимальное расстояние 35 000 км) и вышел затем на гелиоцентрическую орбиту. Последний сеанс связи состоялся 01.02.80 г.
4	Венера-12	4В1 №361	4 458 / 1 645 (ПМ – 750)	14.09.78	Доставка посадочного модуля на Венеру.	21.12.78 г. посадочный модуль совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 7º ю.ш., 294º д. Телеизображения получить не удалось из-за несброса крышек телеобъективов. Запланированное бурение грунта также не было выполнено. Информация с ПМ передавалась в течение 110 минут. Основной блок ретранслировал сигналы, передаваемые посадочным модулем, с пролетной траектории (минимальное расстояние 35 000 км) и вышел затем на гелиоцентрическую орбиту. Последний сеанс связи состоялся 18.04.80 г.
5	Венера-13	4В1М №760	4 398 / 1 644 (ПМ – 750)	30.10.81	Доставка посадочного модуля на Венеру.	01.03.81 г. посадочный модуль совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 7º30’ ю.ш. и 303º11’ д. Была произведена цветная телесъемка панорамы и исследование взятой пробы грунта. Посадочный модуль работал 127 минут после посадки. Основной блок ретранслировал сигналы, передаваемые посадочным модулем, с пролетной траектории (минимальное расстояние 36 000 км) и вышел затем на гелиоцентрическую орбиту. Последний сеанс связи с основным блоком состоялся 25.04.83 г.

№	Наимено-вание	Тип АМС	Масса АМС/СА, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
6	Венера-14	4В1М №761	4 394 / 1 633 (ПМ – 750)	04.11.81	Доставка посадоч-ного модуля на Венеру.	05.03.81 г. посадочный модуль совершил посадку на поверхность Венеры в точке с координатами 13º15’ ю.ш. и 310º09’ д. (примерно 950 км юго-западнее места посадки «Венеры-13»). Была произведена цветная телесъемка панорамы и исследование взятой пробы грунта. Посадочный модуль работал 57 минут после посадки. Основной блок ретранслировал сигналы, передаваемые посадочным модулем, с пролетной траектории (минимальное расстояние 36 000 км) и вышел затем на гелиоцентрическую орбиту. Последний сеанс связи с основным блоком состоялся 09.04.83 г.
7	Венера-15	4В2 №860	5 250	02.06.83	Картографирование Венеры с орбиты ИСВ.	АМС вышла на орбиту ИСВ 13.10.83 г. Параметры орбиты: наклонение – 87,5 град.; высота – 1 000 х 65 000 км. Работа с АМС завершена 05.01.85 г.
8	Венера-16	4В2 №861	5 300	07.06.83	Картографирование Венеры с орбиты ИСВ.	АМС вышла на орбиту ИСВ 14.10.83 г. Параметры орбиты такие же, как у «Венеры-15», но со сдвигом в плоскости орбиты примерно на 4 градуса. Работа с АМС завершена 13.06.85 г.

4.2.5. 4В-3 (В-84)

4В-3 – АМС для продолжения исследования Венеры. Планировалось повторить забор и анализ грунта Венеры, осуществив посадку СА в новом районе поверхности. ПМ аналогичен посадочному модулю АМС 4В-1М.

Предлагалось запустить две АМС 4В-3 в декабре 1984 года. Проект 4В-3 не реализовывался и был заменен проектом 5В.

4.3. Многострадальный проект 5В

В начале 1970-х годов французский ученый Жак Бламон предложил провести исследования динамики атмосферы Венеры с помощью аэростатных зондов. Эту идею поддержал президент Академии наук СССР М.В. Келдыш, и в НПО имени С.А. Лавочкина начались проработки различных вариантов доставки аэростатных зондов в атмосферу Венеры с помощью уже имеющихся или перспективных автоматических межпланетных станций.

4.3.1. Проект 5В (1977 г.)

В августе 1977 года на основе конструкции орбитального блока АМС 4В-1 был разработан предварительный проект АМС 5В. Вместо спускаемого аппарата с посадочным модулем АМС 5В несла десантный модуль для доставки в атмосферу Венеры плавающей аэростатной станции (ПАС). ПАС представляла собой аэростат с диаметром оболочки 9 метров и подвешенную на тросе гондолу с научной аппаратурой и радиопередающей системой. Общая масса ПАС по проекту должна была составлять 210-250 кг. Дрейф аэростата должен был проходить в течение 2-5 суток на высоте 55-58 км, то есть в облачном слое планеты. Связь с ним должна была поддерживаться через спутник Венеры, находящийся на высокоэллиптической орбите.

Разработка и изготовление ПАС в соответствии с соглашением, подписанным в 1973 году между СССР и Францией, было поручено французской стороне.

Планировалось провести запуски АМС в 1983 и 1985 годах.

4.3.2. Проект 183В (на платформе УМВЛ)

В 1978 году проект 5В на основе АМС 4В-1 был заменен проектом 183В, в котором использовалась универсальная платформа УМВЛ (Унифицированный автоматический космический комплекс для исследования Марса, Венеры и Луны). Разработка платформы УМВЛ была начата в НПО им. С.А. Лавочкина в начале 1978 года. Комплекс УМВЛ первого этапа конструктивно должен был состоять из разгонно-траекторного блока управления (РТБУ) и доставляемой полезной нагрузки (планетарный блок).

В случае АМС 183В в качестве планетарного блока должен был устанавливаться сферический десантный аппарат, в котором размещалась плавающая аэростатная станция. При сближении с Венерой десантный аппарат отделялся от АМС и входил в атмосферу. После баллистического торможения сферический корпус десантного аппарата, покрытый теплозащитой, раскрывался, аэростат наполнялся газом, и ПАС начинала сбор информации, дрейфуя в атмосфере Венеры. РТБУ после отделения десантного аппарата выполнял торможение для выхода на орбиту ИСВ и ретранслировал передаваемую с ПАС информацию на Землю.

Стартовая масса АМС 183В – 5 350 кг, в т.ч. масса десантного аппарата 2 400 кг. Масса ПАС – 220-240 кг. Масса РТБУ после выхода на орбиту искусственного спутника Венеры – 1 760 кг, в т.ч. 80 кг – научная аппаратура.

Запуск АМС 183В по состоянию на конец 1978 года планировался на 1983 год. Однако в 1979 году планы были скорректированы – «астрономическое окно» 1983 года было зарезервировано для доставки на Венеру «Долгоживущей венерианской станции» (ДЖВС, п. 4.5.1). В дальнейшем проект обозначался как 6В.

4.3.3. Проект 5В (1979 г.)

В ноябре 1979 года в связи с задержками в разработке УМВЛ было принято решение о реализации проекта по доставке ПАС на Венеру на основе отработанной платформы 4В. Однако, в связи с тем, что масса орбитального блока 4В была в полтора раза больше, чем РТБУ, разработчики АМС вынуждены были разделить задачи доставки ПАС и выведения орбитального блока на орбиту спутника Венеры для ретрансляции информации, передаваемой аппаратурой ПАС. В результате был разработан проект экспедиции с использованием АМС двух типов: 5ВП для доставки ПАС и 5ВС для создания спутника Венеры.

5ВП («Венера-Посадка») – АМС для доставки на Венеру посадочного модуля и аэростатной станции. АМС разрабатывалась на базе конструкции АМС 4В-1. Доставка десантного аппарата, внутри которого располагался посадочный модуль и плавающая аэростатная станция (ПАС), должна была выполняться с пролетной траектории. После торможения модуля в атмосфере Венеры аэростат должен был наполниться гелием и совершать полет на постоянной высоте, передавая научную информацию. Диаметр аэростата – около 10 м. Масса научной аппаратуры ПАС – 25 кг.

Посадочный модуль должен был совершать посадку аналогично тому, как это делалось в варианте АМС 4В-1. Орбитальный блок после пролета Венеры должен был продолжить работу по сбору информации об обстановке в космическом пространстве на гелиоцентрической орбите. Расчетный срок работы орбитального блока – 360 суток (с момента старта с Земли).

Масса АМС 4 840 кг. Масса десантного аппарата – 2 250 кг, в т.ч. ПАС – 413 кг, из них гондола – 207 кг.

5ВС («Венера-Спутник») – АМС, которая должна была выводиться на орбиту спутника Венеры для самостоятельных исследований и одновременно служить ретранслятором для ПАС. Конструктивно АМС 5ВС аналогична АМС 4В-2. Масса АМС 4 830 кг.

Планировалось запустить к Венере в конце ноября 1984 года две АМС 5ВС, а затем 6 и 11 декабря – две АМС 5ВП .

4.3.4. 5ВК («ВеГа»)

В июле 1980 года Академией наук СССР было предложено направить орбитальные аппараты АМС 5ВП после пролета Венеры к комете Галлея. Расчеты показали возможность такого маневра с использованием гравитационного поля Венеры.

Данное предложение имело ряд недостатков:

- недостаточный резерв массы на орбитальном блоке 5ВП: для установки научной аппаратуры, предназначенной для исследования кометы Галлея, составлял только 50 кг;
- недостаточный ресурс бортовой аппаратуры АМС 5ВП: 360 суток вместо необходимых 450 суток;
- слишком большое расстояние до кометы Галлея при пролете: около 100 тыс. км.

Компромиссное решение было найдено в 1981 году. Работы над АМС 5ВС было решено прекратить, а АМС 5ВП доработать для расширения возможностей исследования кометы Галлея. Было принято решение уменьшить массу и размеры ПАС и производить передачу информации от аппаратуры ПАС непосредственно на Землю без ретрансляции. За счет полученной экономии массы появилась возможность установки на орбитальном блоке дополнительной аппаратуры.

Французская сторона в этой ситуации отказалась от разработки ПАС в облегченном варианте, и задача создания аэростатной станции осталась целиком за советскими специалистами.

Доработанный вариант АМС 5ВП получил двойное обозначение 5ВК («Венера-Комета») и «Вега» («ВЕнера-ГАллей»).

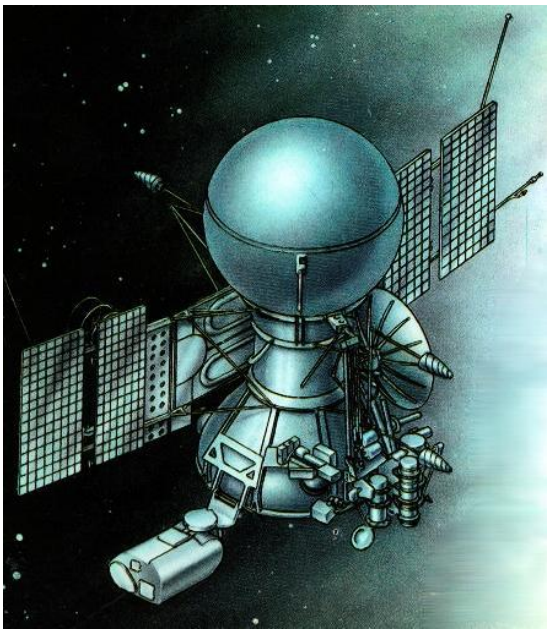
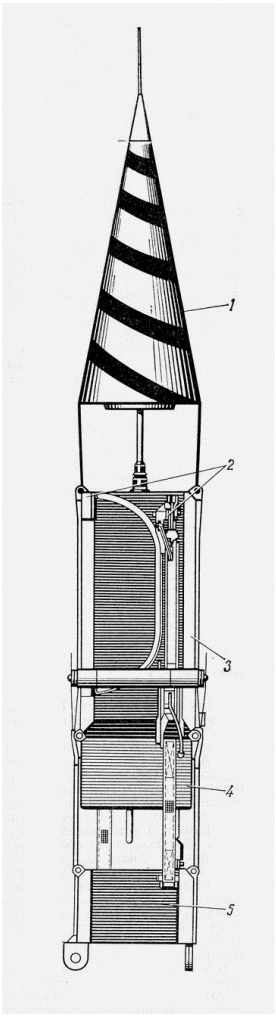


Рис. 3.60. АМС 5ВК «Вега»



1 – антенное устройство
2 – блок научной аппаратуры
3 – блок радиосистемы
4 – метеоприборы
5 – электробатареи

Рис. 3.61. Гондола аэростатного зонда АМС 5ВК «Вега»

5ВК «Вега» – АМС для доставки к Венере посадочного модуля и аэростата с приборным контейнером и последующим изучением кометы Галлея. После пролета Венеры пролетный блок АМС переходил на траекторию полета к комете Галлея и выполнял исследования кометы при сближении с ней.

Спускаемый (десантный) аппарат конструктивно аналогичен СА АМС 4В-1М. Кроме посадочного модуля под теплозащитным кожухом в транспортировочном состоянии размещался малый аэростатный зонд (уменьшенный по сравнению с предыдущими вариантами проекта 5В). После аэродинамического торможения и сброса верхней полусферы кожуха аэростатный зонд отделялся от СА и уводился специальным парашютом, после чего происходило наполнение аэростатной оболочки. Зонд, состоящий из гондолы с научной аппаратурой, фала длиной 12 м и аэростатной оболочки диаметром 3,4 м, должен был плавать в плотной атмосфере Венеры на высоте около 55 км в течение 24-50 часов и пролететь за это время путь длиной до четверти окружности Венеры.

Приборы, установленные в гондоле аэростатного зонда:

- датчики температуры и давления;
- анемометр вертикального ветра;
- нефелометр;
- датчик освещенности.

Масса аэростатного зонда 110 кг, в т.ч. масса гондолы – 6,7 кг.

Посадочный модуль должен был совершать мягкую посадку на поверхность и выполнять научные измерения как во время спуска, так и на поверхности Венеры. Расчетное время спуска – 65 минут, время работы на поверхности – 15 минут.

Перечень научной аппаратуры, установленной в посадочном модуле:

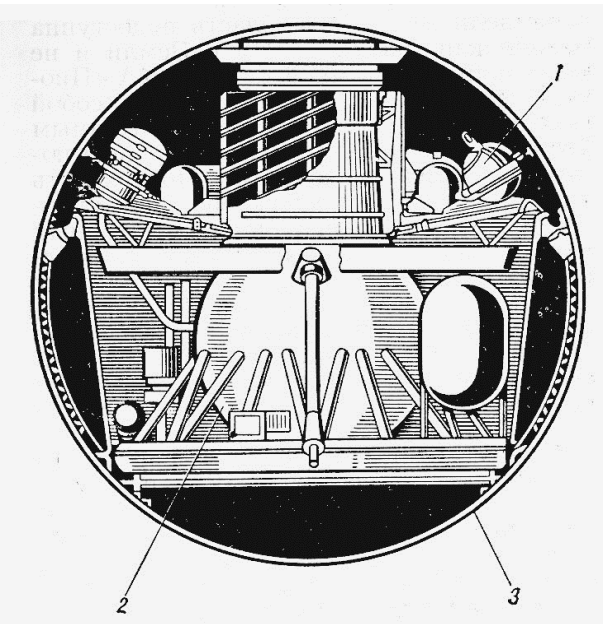
- масс-спектрометр;
- газовый хроматограф;
- гигрометр;
- гамма-лучевой спектрометр;

– ультрафиолетовый спектрометр;
– рентгеновский спектрометр;
– нефелометр/скаттерометр;
– датчики температуры и давления;
– устройство для забора и анализа образцов почвы;
– анализатор аэрозолей.

В связи с тем, что по условиям пролета спуск посадочных модулей осуществлялся на ночной стороне Венеры, телефотометры не устанавливались. Также решено было отказаться от установки плотномера.

Масса посадочного модуля – 680 кг. Суммарная масса десантного аппарата составляла 1 750 кг.

Пролетный блок АМС 5ВК был разработан на базе конструкции орбитального блока станций 4В-1. На АМС устанавливались приборы, разработанные в СССР, Австрии, Болгарии, Венгрии, ГДР, Польше, Франции, ФРГ и Чехословакии.



1 – аэростатный зонд
2 – посадочный модуль
3 – теплозащитный кожух

Рис. 3.62. Десантный аппарат АМС 5ВК «Вега»

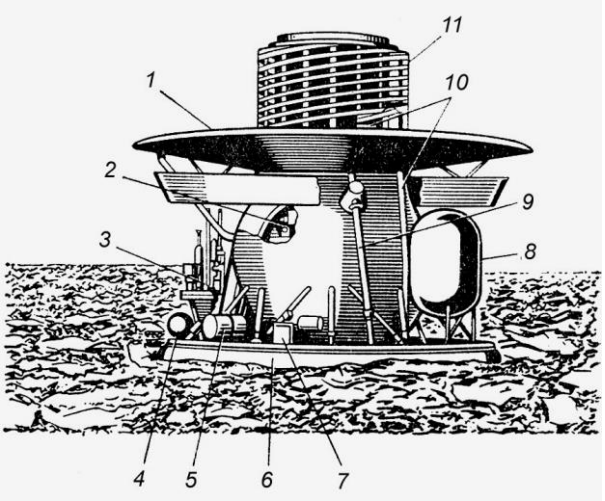
В состав оборудования входила также телевизионная аппаратура на ПЗС-матрицах для передачи как цветных изображений в видимом диапазоне спектра, так и инфракрасных изображений. Фотоаппаратура устанавливалась на специальной поворотной платформе, которая в автоматическом режиме должна была отслеживать направление на комету при пролете с относительной скоростью около 80 км/с.

Вторым существенным отличием от базовой конструкции являлась установка специальных противопылевых экранов в местах расположения особо важной аппаратуры для защиты от повреждений при проходе через пылевой хвост (кому) кометы Галлея.

Научная аппаратура пролетного блока:

– телекамеры;
– инфракрасный спектрометр;
– спектрометр ультрафиолетового, инфракрасного и видимого диапазона;
– датчики пробития защитных экранов;
– датчики пыли;
– масс-спектрометр;
– масс-спектрометр нейтрального газа;
– анализатор энергии плазмы;
– анализатор частиц;
– магнитометр;
– анализаторы излучений и плазмы.

Масса научной аппаратуры на пролетном блоке составляла 130 кг, в т.ч. 50 кг – аппаратура, установленная на поворотной платформе, и 25 кг – масса самой поворотной платформы.



1 – тормозной щиток
2 – приборный отсек
3 – грунтозаборное устройство
4 – влагомер
5 – оптический анализатор аэрозолей
6 – посадочное устройство
7 – индикатор фазовых переходов
8 – газовый хроматограф
9 – ультрафиолетовый спектрометр
10 – масс-спектрометр
11 – антенна

Рис. 3.63. Посадочный модуль АМС 5ВК «Вега»

Полная масса АМС – 4 920 кг. Запуски АМС производились ракетой-носителем 8К82К «Протон» с разгонным блоком ДМ 11С824М.

В декабре 1984 года был осуществлен запуск двух АМС 5ВК – «Вега-1» и «Вега-2». Обе АМС выполнили запланированные исследования.

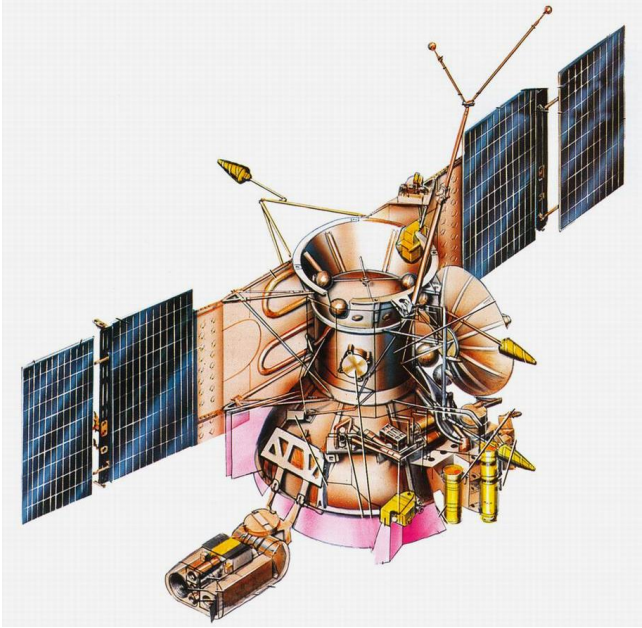


Рис. 3.64. Пролетный аппарат АМС 5ВК

АМС сблизились с Венерой в июне 1985 года, поочередно сбросив на Венеру спускаемые аппараты. После баллистического торможения и сброса теплозащитных экранов от спускаемых аппаратов были отделены и приведены в рабочее состояние аэростаты с подвешенными зондами. Аэростатные зонды, дрейфуя в атмосфере Венеры, передавали научную информацию в течение около двух суток. Дрейф аэростатов происходил на высоте около 55 км при атмосферном давлении 0,5 атм. и температуре +40ºС. Зонды прошли путь более 11 000 км каждый, начав с ночной стороны планеты и закончив работу на дневной стороне.

Посадочные модули АМС «Вега» успешно совершили посадку в заданных районах Венеры. Из-за сбоя в аппаратуре устройство забора грунта посадочного модуля АМС «Вега-1» включилось на высоте около 20 км, поэтому исследование грунта провести не удалось. Остальные измерения на поверхности Венеры были выполнены. ПМ АМС «Вега-2» выполнил анализ грунта и передал результаты измерений с поверхности Венеры в соответствии с программой, за исключением отказавшего масс-спектрометра.

Пролетные блоки, совершив гравитационный маневр около Венеры, перешли на траекторию сближения с кометой Галлея.

Информация о работе АМС при пролете вблизи ядра кометы Галлея приведена в п. 6.3.1.

Табл. 3.15. Запуски АМС типа 5ВК

№	Наименование	Тип АМС	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Вега-1	5ВК №901	4 920	15.12.84	Доставка на Венеру аэростатного зонда и посадочного модуля. Сближение с кометой Галлея.	АМС прошла около Венеры 11.06.85 г., доставив посадочный модуль и аэростат. Аэростатный зонд проработал 46,5 часов. Посадочный модуль совершил посадку на ночной стороне Венеры в точке с координатами 7,2 с.ш. и 177,8 д. и проработал на поверхности Венеры 56 минут.
2	Вега-2	5ВК №902	4 920	21.12.84	Доставка на Венеру аэростатного зонда и посадочного модуля. Сближение с кометой Галлея.	АМС прошла около Венеры 15.06.85 г., доставив посадочный модуль и аэростат. Аэростатный зонд проработал 46,5 часов. Посадочный модуль совершил посадку в точке с координатами 6,45 ю.ш. 181,08 д. и проработал на поверхности Венеры 57 мин.

4.4. Проект 6В

6В (183В) – проект АМС для исследования Венеры на базе универсальной платформы УМВЛ. Предполагалось с помощью АМС 6В выполнить, в частности, следующие исследования:

- получение фотографий поверхности Венеры на участке спуска ниже 10 км;
- создание серии аэростатов для различных высот;
- проведение активного и пассивного сейсмического эксперимента;
- исследования Венеры с орбиты ИСВ.

Конструктивно АМС должна была быть аналогична АМС 1Ф, но вместо отсека научного оборудования должен был устанавливаться СА сферической формы.

По программе 1978 года запуск двух АМС 6В, имевших тогда обозначение 183В, намечался на 1983 год. В дальнейшем программа была пересмотрена.

Программа исследования космического пространства на 1986-2000 годы, разработанная НПО им. С.А. Лавочкина в 1984 году, предусматривала запуск двух АМС в 1990 г.

Позднее, в 1996 и в 2000 году предполагалось осуществить парные запуски модифицированных АМС **6В-1** и **6В-2**.

Работы по проекту 6В не продвинулись дальше этапа технических предложений.

4.5. Долгоживущая венерианская станция

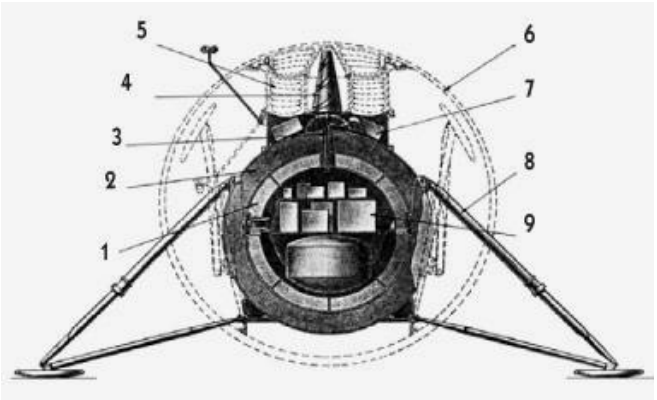
4.5.1. ДЖВС

Рис. 3.65. ДЖВС на Венере

Уже после получения первых данных об условиях на поверхности Венеры стало ясно, что конструктивные решения, примененные при создании спускаемых аппаратов АМС серий 1В-5В и дорабатывавшиеся только количественно по мере поступления новых данных о давлении и температуре, не способны обеспечить функционирование аппаратуры СА в течение более чем одного часа. Конструкторы НПО им. С.А. Лавочкина вскоре после 1975 года приступили к отработке технических решений, которые позволили бы СА проработать на поверхности Венеры несколько дней. После проведенных научно-исследовательских и экспериментальных работ были разработаны два проекта долгоживущей венерианской станции (ДЖВС), с длительностью активной работы после посадки 5 суток и 30 суток. Во втором варианте СА разделялся на два отсека, первый из которых укомплектовывался обычной аппаратурой, которая могла бы функционировать в течение двух часов, пока температура не превысит 50°С. После этого включалась аппаратура нижнего отсека, аппаратура которого рассчитывалась на работу при температуре 500°С в течение длительного времени. Энергопитание аппаратуры СА должен был обеспечивать радиоизотопный источник мощностью 30 кВт. Радиопередача информации должна была осуществляться как через орбитальный аппарат, так и напрямую на Землю.

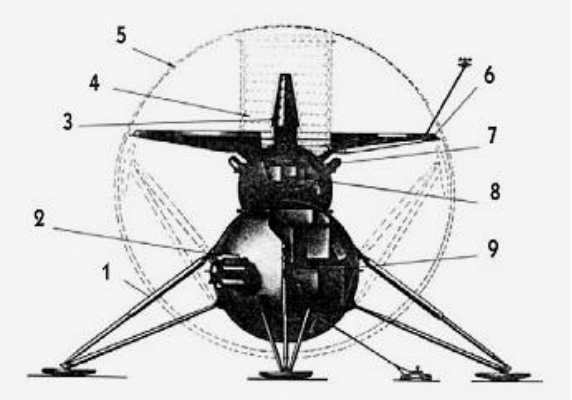
Предлагалось произвести запуск ДЖВС к Венере в 1985 году. В 1979 году срок был перенесен на 1983 год (вместо аэростатных станций 183В), но затем реализация проекта была отложена.

Предлагалось также к 1989 году разработать и доставить на Венеру подвижную долгоживущую станцию.



1 – теплопоглотитель
2 – теплоизолятор
3 – герморазъемы
4 – антенна
5 – парашютная система
6 – теплозащитная оболочка СА
7– отсек управления системой снижения
8 – посадочное устройство
9 – научная аппаратура

Рис. 3.66. СА ДЖВС с длительностью существования 5 суток



1 – посадочное устройство
2 – изотопный электрогенератор
3 – антенна
4 – парашютная система
5 – теплозащитная оболочка СА
6 – тормозной щиток
7 – телефотометр
8 – научная аппаратура короткого действия
9 – научная аппаратура длительного действия

Рис. 3.67. СА ДЖВС с длительностью существования 30 суток

4.5.2. Проект «Венера-Д»

В 2005 году Академия наук вновь подняла вопрос о создании долгоживущей венерианской станции (условное наименование «Венера-Д») со сроком запуска в 2015 году. Работы по проекту АМС «Венера-Д» были включены в Федеральную космическую программу на 2010 – 2015 годы.

Проектная масса посадочного аппарата в пределах 1,5 т, масса десантного модуля 1 т. Перелетно-орбитальный блок должен быть создан на базе РБ «Фрегат». Запуск рассчитан на РН «Протон».

Предполагалось, что СА сможет проработать на поверхности Венеры 30 суток, а орбитальный блок – не менее 3 лет на орбите ИСВ.

По состоянию на 2012 год ожидавшийся срок запуска – 2022 г.

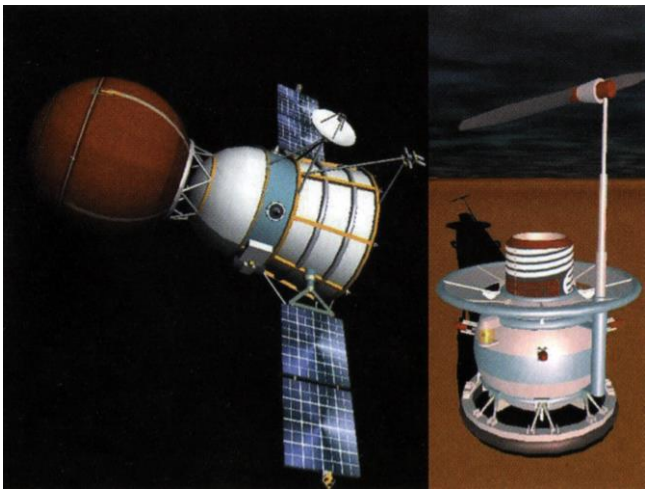


Рис. 3.68. АМС «Венера-Д». Исходный проект.

4.5.3. Облегченная АМС «Венера-Д».

Для сокращения сроков разработки был предложен более легкий вариант АМС «Венера-Д», рассчитанный на запуск РН «Союз-2». Проектная масса АМС составила 8 120 кг, при этом масса посадочного аппарата была уменьшена до 170 кг. Возможный срок запуска – 2016 год.

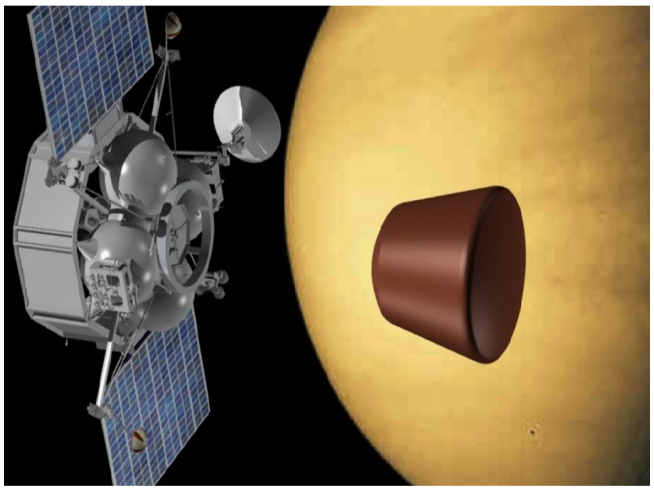


Рис. 3.69. Облегченная АМС «Венера-Д»

4.5.4. РОССИЙСКО-ЕВРОПЕЙСКИЙ ВАРИАНТ «ВЕНЕРА-Д»

В 2007 году появилось предложение о совмещении проекта «Венера-Д» с программой ESA «European Venus Explorer» (EVE).

Проект совместной АМС выглядел следующим образом. Орбитальный модуль создается ESA на основе АМС «Venus Express». Посадочный аппарат создается российской стороной. Предполагалось доставить на Венеру также небольшие аэростатные зонды для исследований атмосферы Венеры – европейский и японский низколетящий, который должен плавать в атмосфере на высоте около 35 км.

Посадочный аппарат должен иметь массу 170 кг, в т.ч. 25 кг научной аппаратуры. Время спуска в атмосфере – 65 мин, время работы на поверхности Венеры – 15-30 минут.

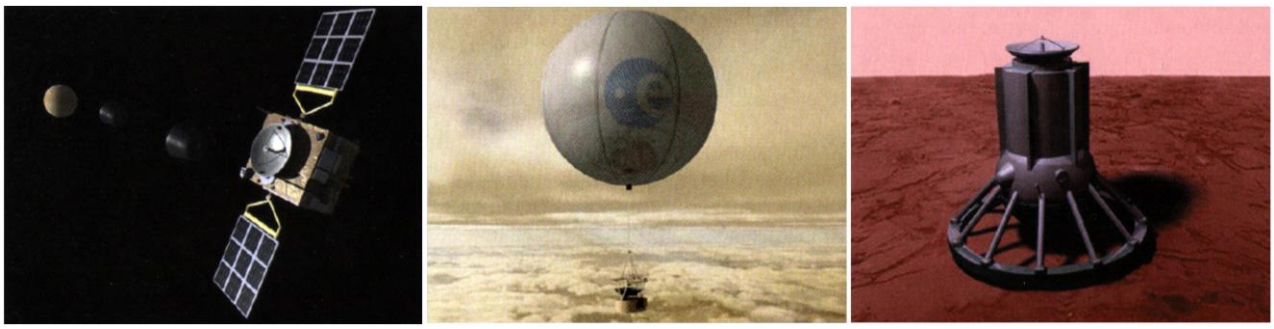


Рис. 3.70. АМС «Венера-EVE»

В случае принятия решения о совместной российско-европейской венерианской АМС, задача создания «долгоживущей» посадочной станции была бы отложена на неопределенное будущее. Однако, достичь взаимоприемлемого решения с ESA не удалось.

4.5.5. РОССИЙСКО-АМЕРИКАНСКИЙ ВАРИАНТ «ВЕНЕРА-Д»

В 2015 году состоялись переговоры NASA с Роскосмосом и ИКИ. Предметом переговоров было возобновление работы российско-американской группы, созданной в 2013 году для обсуждения возможности создания и запуска к Венере совместной российско-американской АМС «Венера-Д».

Предполагалось, что АМС будет состоять из посадочного и орбитального модулей, а также доставит на Венеру аэростат с комплексом научных приборов.

Участие NASA должно заключаться в разработке научной аппаратуры для АМС, а также в приеме и обработке получаемой информации.

Рис. 3.71. Российско-американская АМС «Венера-Д»

Обсуждалось также, что американская сторона сможет выполнить разработку дополнительных модулей, таких, как:

- управляемая атмосферная платформа VAMP (Venus Atmospheric Manoeuvrable Platform);
- малые посадочные зонды на основе высокотемпературной электроники, которые смогут работать на поверхности Венеры до нескольких тысяч часов;
- дрейфующие атмосферные зонды;
- малый субспутник.

Запуск АМС «Венера-Д» будет рассчитываться на РН «Ангара А5». Масса АМС – 6,5 т.

Срок запуска АМС был определен, как не ранее 2025 года. Расчетное время работы орбитального блока на орбите высотой 400 х 70 000 км – три года, время работы посадочного модуля на поверхности Венеры – два часа.

В марте 2017 года совместная рабочая группа опубликовала итоговый доклад, в котором были уточнены планы по созданию российско-американской АМС «Венера-Д». Так, был обозначен планируемый срок запуска АМС – в период с 30.05.26 г. по 20.06.26 г. Был также установлен резервный срок – с 25.12.27 г. по 16.01.28 г.

Рис. 3.72. Посадочный аппарат АМС «Венера-Д»

По состоянию на начало 2019 года в состав АМС «Венера-Д» должны войти:

- основной посадочный аппарат, создаваемый Россией;
- малая долгоживущая станция разработки США – LLISSE (Long Living In-situ Solar System Explorer), размером около 20 см и массой 10 кг;
- орбитальный модуль (Россия);
- малый орбитальный аппарат (субспутник), создаваемый США.

Основной посадочный аппарат должен проработать на поверхности Венеры 2-3 часа. Американская станция LLISSE, имеющая ветроэнергетическую установку, рассчитывается на два месяца работы после посадки.

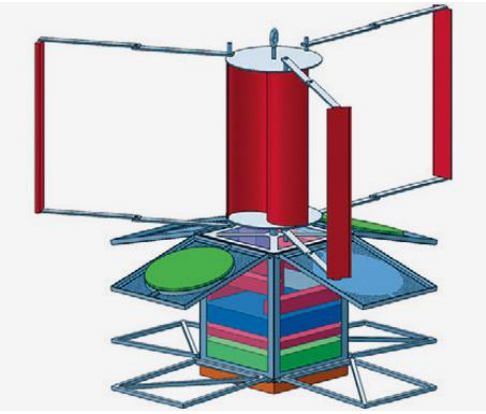


Рис. 3.73. Малая долгоживущая станция

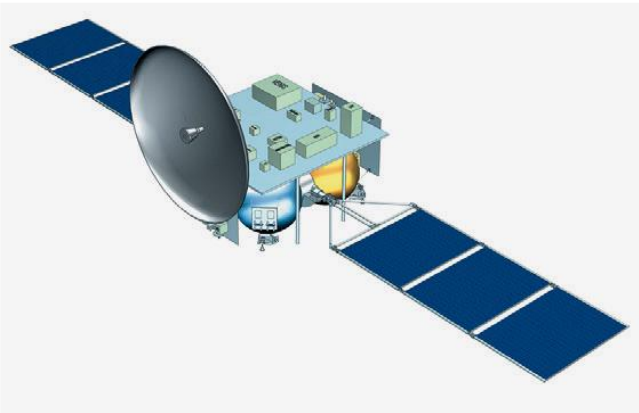


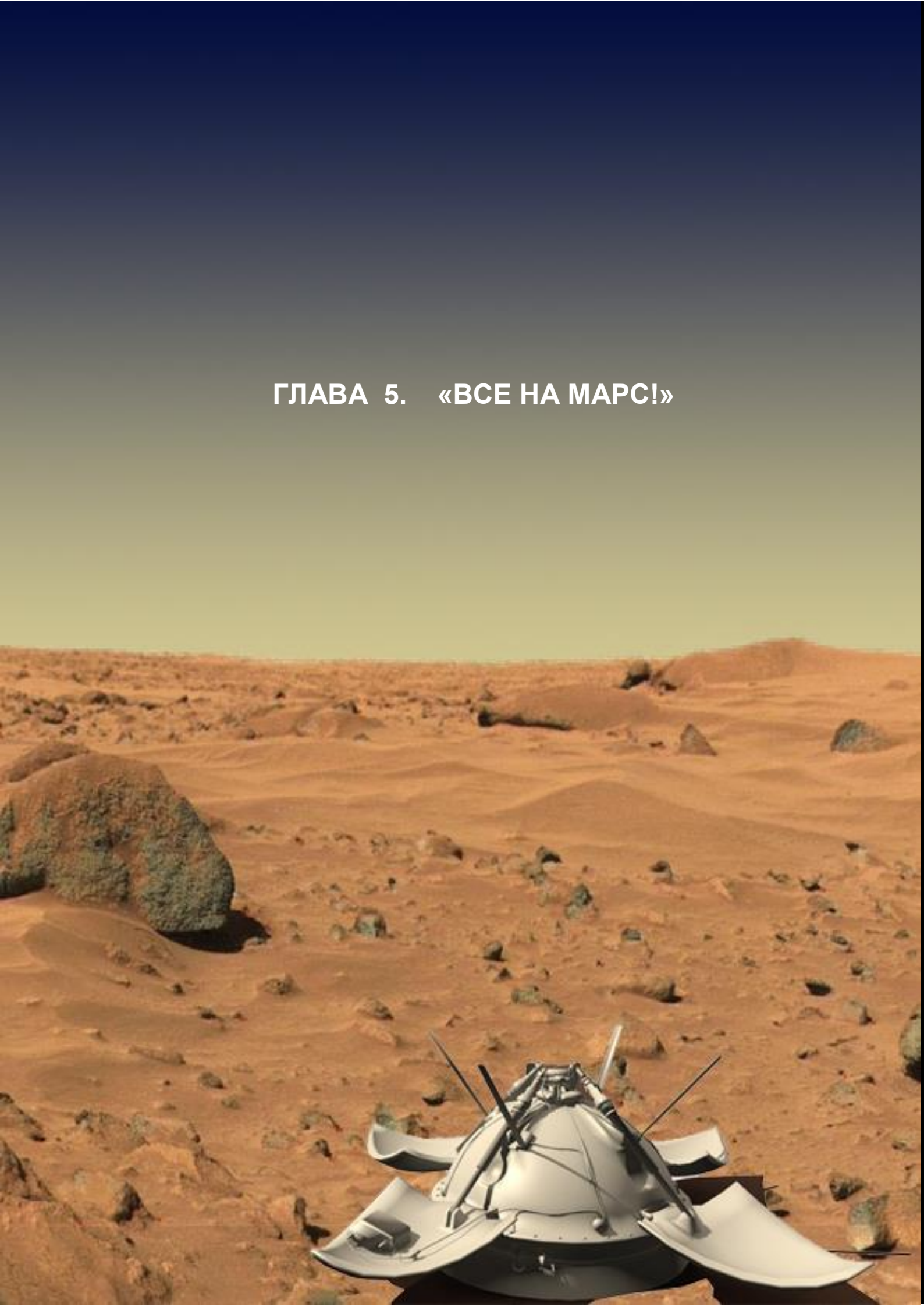
Рис. 3.74. Малый субспутник

4.6. Проект «Венера-Глоб»

В 2010 году была опубликована информация, что в Федеральную космическую программу на 2016-2025 г.г. намечается включить разработку космического комплекса для детального исследования атмосферы и поверхности Венеры в нескольких районах планеты. Комплекс, получивший условное наименование «Венера-Глоб», должен состоять из разгонного и перелетно-орбитального модулей и доставить к Венере несколько спускаемых аппаратов.

Предлагаемый срок запуска (по состоянию на 2012 год) – 2022 г. или позднее.

ГЛАВА 5. «ВСЕ НА МАРС!»



5.1. Второй этап. КБ им. С.А. Лавочкина

5.1.1. Проект АМС М-67 (1М)

Специалисты НПО им. С.А. Лавочкина, получив в апреле 1965 года материалы по межпланетной тематике из ОКБ-1 (3МВ/4МВ), приступили к разработке АМС М-67 для изучения Марса. Пролетный вариант АМС был отклонен, как не дающий достаточно возможностей по получению новых данных после полета американской АМС «Mariner-4», поэтому работы были сосредоточены на создании АМС для доставки посадочного модуля.

М-67 (1М) – проект АМС разработки НПО им. С.А. Лавочкина для доставки посадочного модуля на Марс в «астрономическом окне» в январе 1967 года. Проект разрабатывался на основе конструкции АМС 3МВ-3 с участием специалистов ОКБ-1 (в части системы ориентации), в связи с чем неофициально именовался 4МВ. Для конструкторской документации был предусмотрен индекс 1М. АМС рассчитывалась на запуск РН 8К78М. Масса АМС – около 1 000 кг.

С учетом данных о плотности марсианской атмосферы, переданных АМС «Mariner-4», скорость спуска с парашютной системой, заложенной в проект 4МВ, получалась очень высокой, а время спуска, соответственно, очень коротким. Прямая передача информации со спускаемого модуля на Землю, как это было предусмотрено исходным проектом, могла выполняться только с крайне низкой скоростью – 1 бит/с, - поэтому отправка АМС в рассматриваемой конфигурации теряла смысл. В то же время, для обеспечения мягкой посадки требовалась масса посадочного модуля, превышающая возможности РН 8К78М. В результате было принято решение прекратить разработку марсианской АМС М-67 в рамках проекта 4МВ и перейти к проектированию АМС следующего поколения 5МВ, рассчитанной на запуск РН 8К82К. К «астрономическому окну» 1967 года разработать новую АМС уже не успевали, поэтому первой АМС нового поколения стала марсианская АМС М-69, создаваемая к запуску в 1969 году.

5.1.2. АМС М-69 (2М)

М-69 (2М) – АМС для доставки на Марс спускаемого аппарата с фототелевизионной и научной аппаратурой, первая АМС для исследования Марса, разработанная в НПО им. С.А. Лавочкина. АМС состояла из орбитального отсека и спускаемого аппарата. Орбитальный отсек первоначально был рассчитан на заимствование отработанной двигательной установки лунной посадочной ступени. Когда стало ясно, что эта идея не оправдывается, был разработан второй вариант орбитального отсека.

5.1.2.1. М-69 (вариант 1)

Первый вариант орбитального отсека АМС М-69 был спроектирован на основе лунной посадочной ступени КТ серии АМС Е-8. Посадочное шасси и сбрасываемые отсеки не монтировались, зато дополнительно были установлены солнечные батареи и параболическая остронаправленная антенна. Орбитальный отсек должен был доставлять к Марсу спускаемый аппарат.

Спускаемый аппарат М-69 был похож на посадочный аппарат АМС Е6. Сфера с раскрывающимися лепестками размещалась между двух надувных амортизационных баллонов. СА имел тормозную парашютную систему. Спускаемый аппарат был закрыт коническим теплозащитным экраном.

Схема посадки СА была следующая. За несколько часов до подлета к Марсу станция ориентировалась, и от нее отделялся СА, который с помощью РДТТ переводился на траекторию входа в атмосферу. СА должен был войти в атмосферу Марса под углом 10-20º, выполнить баллистическое торможение и

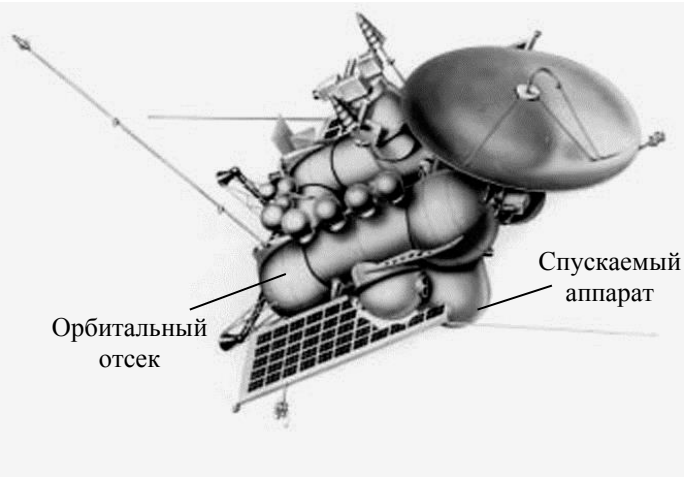


Рис. 3.75. АМС М-69 (вариант 1)

погасить скорость до 3,5М с помощью аэродинамического экрана, а затем должна была быть введена в действие парашютная система. Высота раскрытия парашютов зависела от угла входа в атмосферу и могла составить от 2,2 до 31,7 км. Соответственно, время снижения на парашюте могло составить от 30 секунд до 15 минут.

Орбитальный отсек должен был с помощью КТДУ выходить на орбиту спутника Марса с минимальной высотой 2 000 км, максимальной от 13 000 до 120 000 км, периодом обращения 8,5-12,0 часов и наклонением 35-55 град. Реальные параметры орбиты зависели от фактической высоты перицентра подлетной гиперболической траектории АМС.

Основной проблемой использования лунной ступени КТ явилось время полета АМС к Марсу, намного большее, чем к Луне. По результатам экспериментальной проверки были забракованы внутрибаковые неметаллические мембраны вытеснительной подачи компонентов топлива. Найти материал, из которого можно было бы изготовить такие мембраны, сохраняющие работоспособность в течение многомесячного перелета в условиях межпланетного пространства, в приемлемые сроки не удалось. Было принято решение отказаться от использования в конструкции АМС М-69 двигательной установки ступени КТ, разработав новую конструкцию.

5.1.2.2. М-69 (вариант 2)

Второй вариант орбитального отсека АМС М-69 проектировался уже как оригинальная разработка. Основной топливный бак имел сферическую форму. Внутри бак был разделен на две емкости – горючего (НДМГ) и окислителя (азотный тетраоксид).

Корректировочно-тормозная двигательная установка во время полета к Марсу включалась четырежды – для доразгона АМС после работы разгонного блока Д, для двух коррекций траектории и для перевода АМС на орбиту спутника Марса. Предусматривалась возможность еще одной коррекции на марсианской орбите.

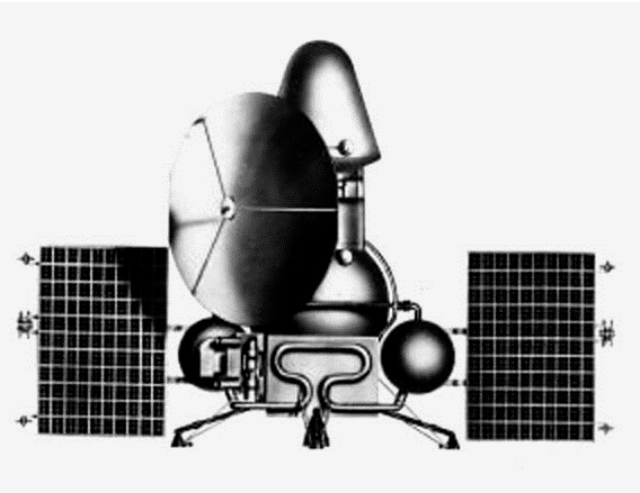


Рис. 3.76. АМС М-69 (вариант 2)

Орбитальный отсек по принятой схеме полета должен был выйти на орбиту ИСМ высотой 1 000 х 70 000 км и выполнять исследования околомарсианского пространства, фотографировать поверхность Марса и ретранслировать информацию, передаваемую радиопередатчиком спускаемого аппарата. Фотографирование Марса должно было осуществляться при помощи трех фототелевизионных установок (ФТУ) с объективами с фокусными расстояниями в 35, 50 и 250 мм. Запас пленки в каждом ФТУ был рассчитан на получение 60 кадров. Установки обеспечивали максимальное разрешение на снимках 200-500 метров. Применение трех различных цветных светофильтров давало возможность получить снимки Марса в различных цветах. Передача полученных снимков должна была выполняться с качеством сканирования 1 200 х 1 200 пикселов.

На орбитальном блоке АМС М-69 устанавливалось следующее научное оборудование:

- магнитометр;
- детектор микрометеоритов;
- низкочастотный детектор радиации;
- детектор заряженных частиц;
- датчик излучений;
- спектрометр низкоэнергетических ионов;
- радиометр;
- многоканальный гамма-спектрометр;
- водородно-гелиевый масс-спектрометр;

- рентгеновский фотометр;
- ультрафиолетовый фотометр;
- инфракрасный спектрометр;
- три ФТУ.

Энергопитание аппаратуры обеспечивалось двумя солнечными батареями общей площадью 7 м^2 и буферным кадмиево-никелевым аккумулятором.

В связи с тем, что точных данных по атмосфере Марса не было, точный расчет процесса торможения и мягкой посадки выполнить не представлялось возможным. Поэтому было принято решение мягкую посадку СА не планировать, а попытаться получить максимум данных от СА в процессе его спуска в атмосфере Марса с тем, чтобы уверенно проектировать мягкую посадку на АМС М-71.

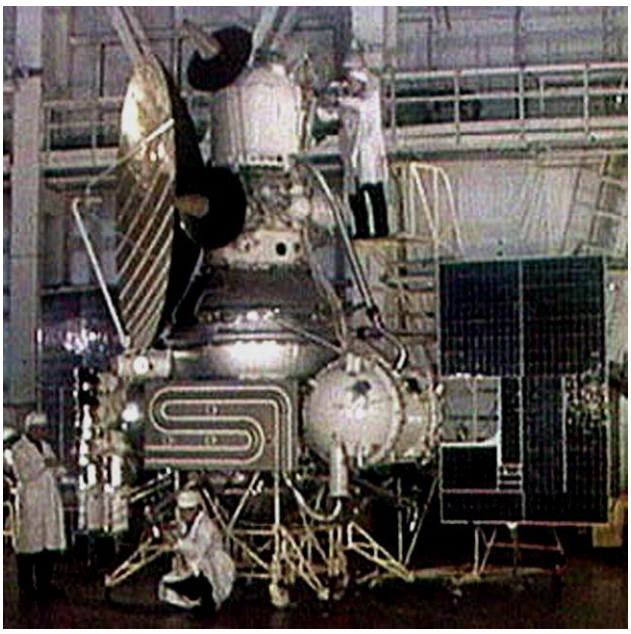


Рис. 3.77. АМС М-69 (2М)

В спускаемом аппарате устанавливались:

- газовый анализатор;
- термометры;
- барометр;
- плотномер.

Масса СА – 260 кг. Полная масса АМС М-69 – 3 834 кг.

Расчетное время работы АМС на орбите ИСМ – 3 месяца.

В процессе разработки конструкторам не удалось уложиться в проектные значения массы АМС, поэтому, учитывая также задержки в отработке системы спуска СА, было принято решение на АМС М-69 спускаемый аппарат вообще не устанавливать. Вместо СА был установлен более легкий дополнительный приборный отсек (рис. 3.77).

Была произведена попытка запуска двух АМС, но обе оказались неудачны из-за аварий РН.

5.1.3. АМС М-71 (3М)

М-71 (3М) – полностью переработанная АМС для исследования Марса. В связи с благоприятным расположением Марса в «окне» 1971 года оказалось возможным обеспечить в одном запуске РН 8К82К доставку спускаемого аппарата (СА) на поверхность Марса и вывод орбитального блока (ОБ) на орбиту ИСМ.

Орбитальный блок включал в себя тороидальный приборный отсек, цилиндрический блок баков двигательной установки, корректирующий двигатель, солнечные батареи, радиаторы системы терморегулирования, антенно-фидерные устройства. ОБ должен был провести изучение состава и характеристик атмосферы планеты, ее поверхности, определить распределение температуры по поверхности Марса. Для получения крупно- и мелкомасштабных изображений поверхности Марса на ОБ были установлены две фототелевизионные установки с запасом пленки на 480 кадров в каждой. Одна ФТУ имела короткофокусный объектив (52 мм), вторая была оборудована длиннофокусным объективом (350 мм).

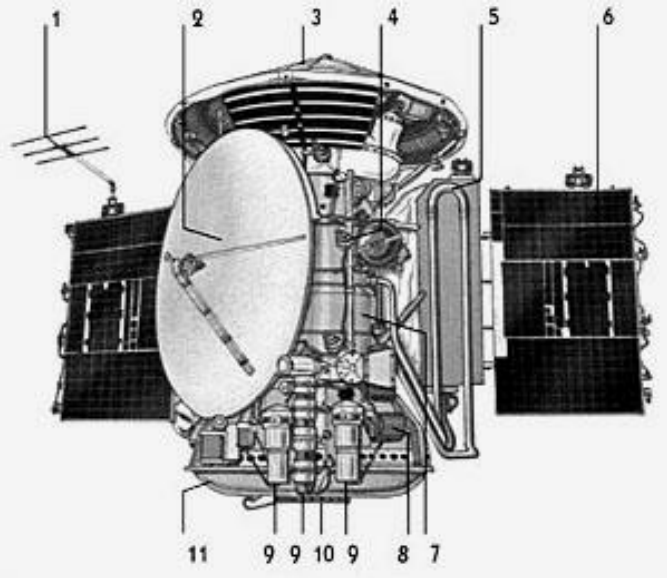
Орбитальный блок являлся также ретранслятором для передачи информации с посадочного модуля на Землю.

Масса АМС (орбитальный блок и спускаемый аппарат) – около 4 650 кг.

Состав научной аппаратуры орбитального блока АМС М-71:

- индукционный магнитометр;
- инфракрасный радиометр;

- инфракрасный фотометр;
- спектрометр для определения концентрации водных паров;
- фотометр, работающий в видимой части спектра;
- радиометр;
- ультрафиолетовый фотометр;
- датчик космического излучения;
- спектрометр электронно-протонного излучения
- две ФТУ с фокусными расстояниями 52 мм и 350 мм.
- система «Стерео» для советско-французских экспериментов по изучению солнечной радиации.



1 – антенна научной аппаратуры "Стерео"
2 – параболическая остронаправленная антенна
3 – спускаемый аппарат
4 – малонаправленные антенны
5 – радиаторы системы терморегулирования
6 – панель солнечной батареи
7 – блок топливных баков
8 – звездный датчик
9 – земной датчик
10 – корректирующая тормозная ДУ
11 – приборный отсек

Рис. 3.78. АМС М-71 (3М) «Марс-3»

Спускаемый аппарат АМС М-71 состоял из автоматической марсианской станции (посадочного модуля) и средств спуска и посадки. Посадка на Марс осуществлялась следующим образом:

- на расстоянии 46 000 км от Марса происходит отделение СА от орбитального блока;
- система управления ориентирует СА необходимым образом, после чего включается твердотопливная ДУ, переводящая СА с пролетной траектории на траекторию спуска;
- с помощью РДТТ выполняется закрутка СА, обеспечивающая стабилизацию СА во время аэродинамического торможения;
- СА входит в атмосферу Марса со скоростью 5,8 км/с;
- при уменьшении перегрузок до 2g включаются РДТТ, останавливающие вращение СА; дальнейшая стабилизация осуществляется за счет аэродинамического обтекания набегающим потоком конического защитного экрана диаметром 3,2 м;
- примерно через 100 секунд, когда скорость снижения уменьшается до 3,5 Маха, система управления выдает команду на раскрытие тормозного парашюта площадью 13 м^2;
- еще через две секунды вводится в действие комплект научно-измерительных приборов, размещенных на подвесной системе парашюта;
- через 10 секунд раскрывается основной парашют площадью 140 м^2, сбрасывается защитный экран и включается высотный радио-альтиметр;
- спуск на парашюте со скоростью не более 65 м/с продолжается до высоты 16-30 м (в зависимости от скорости снижения), затем выдается команда на включение тормозного РДТТ;

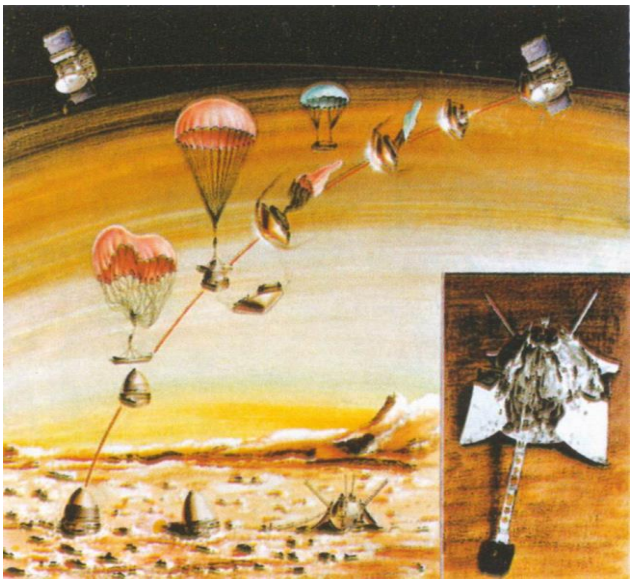
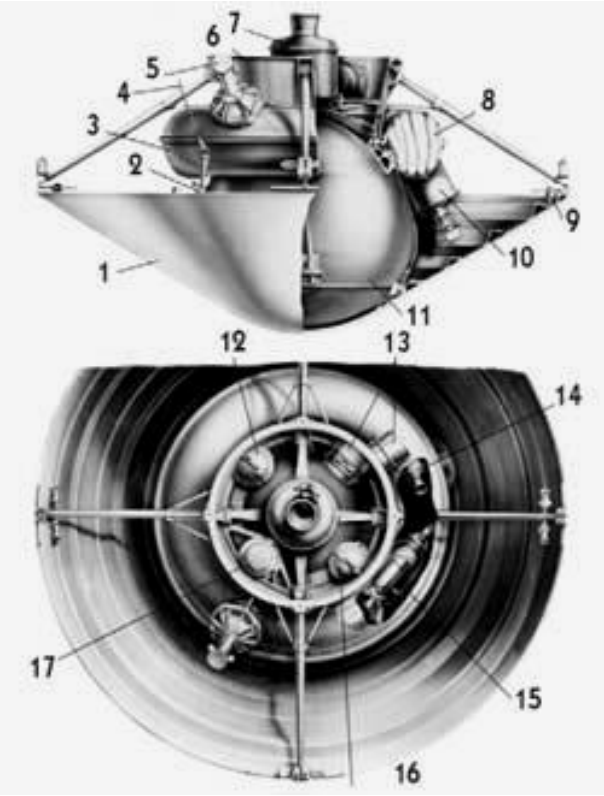


Рис. 3.79. Схема спуска и посадки СА АМС М-71

- при достижении скорости 6,5 м/с отстреливается парашют и перерубаются металлические ленты, крепящие парашютный комплект приборов;
- включается РДТТ увода парашюта в сторону;
- посадочный модуль, находящийся в защитной пенопластовой оболочке, падает на поверхность Марса со скоростью касания не более 12 м/с;
- включается наддув газовых баллонов для гарантированного перемещения модуля в положение, близкое к вертикальному;
- газовые баллоны отстреливаются и дается команда на раскрытие «лепестков» корпуса посадочного модуля;
- начинается работа научно-измерительных приборов посадочного модуля и передача получаемой информации на орбитальный блок для ретрансляции на Землю.

На посадочном модуле устанавливались телекамеры для съемки панорамы места посадки, комплекс научных приборов для измерения температуры и давления атмосферы планеты, скорости ветра, изучения химического состава атмосферы, химических и физико-механических характеристик грунта Марса.



1 – тормозной конус
2 – антенна радиовысотометра
3 – приборно-парашютный контейнер
4 – антенна связи с ИСМ
5 – двигатель ввода вытяжного парашюта
6 – соединительная рама
7 – двигатель увода отделяемого аппарата
8 – основной парашют
9 – двигатель закрутки
10 – контейнер с научной аппаратурой
11 – посадочный модуль
12 – азотный баллон системы управления
13 – системы автоматического управления
14 – двигатель увода парашюта
15 – двигательная установка мягкой посадки
16 – азотный баллон системы управления
17 – приборы системы автоматического управления

Рис. 3.80. Спускаемый аппарат АМС М-71 (3М)

Полный состав научной аппаратуры посадочного модуля:

- масс-спектрометр для анализа состава атмосферы во время спуска;
- рентгеновский спектрометр;
- термометр;
- регистратор скорости ветра;
- барометр;
- две телекамеры, обеспечивающие передачу панорам с разрешением 500 х 6 000 пикс.

Также в состав посадочного модуля входило самодвижущееся устройство ПрОП-М (Прибор оценки проходимости – Марс), управляемое по кабелю длиной 15 м, или, как его называли разработчики, «Марсоходик».

Размеры «Марсоходика» – 25х22 см, высота корпуса 4 см. Скорость передвижения – 1 м/мин, масса – 4,5 кг.

На «Марсоходике» устанавливались пенетрометр и гамма-лучевой плотномер.

Масса АМС М-71 – около 4 650 кг, в том числе масса СА – 1 000 кг. Масса посадочного модуля – 358 кг.

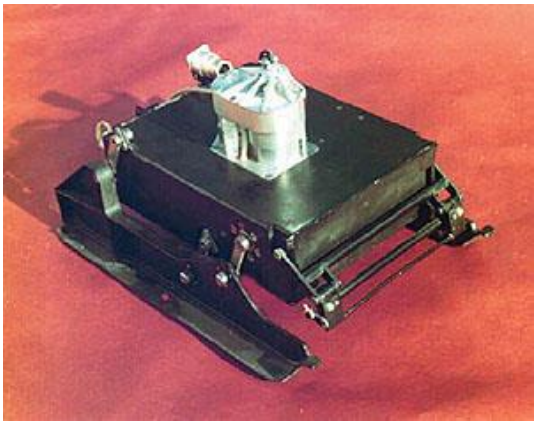


Рис. 3.81. «Марсоходик»

М-71С (3МС) – облегченный вариант АМС М-71. Основное отличие – отсутствие спускаемого аппарата, но увеличенный запас топлива и комплекс аппаратуры для точных траекторных измерений. Такой вариант был предложен для того, чтобы осуществить вывод АМС М-71С на орбиту искусственного спутника Марса значительно раньше прибытия двух основных станций с посадочными аппаратами. АМС М-71С должна была, играя роль радиомаяка, обеспечить точное наведение двух основных АМС.

Измерения характеристик атмосферы Марса и параметров орбиты АМС М-71С, выполненные до прибытия к Марсу основных АМС, должны были обеспечить решение двух навигационных задач:

- попадание спускаемых аппаратов при входе в атмосферу Марса в «коридор входа»;
- выведение орбитальных блоков на заданные орбиты спутников Марса.

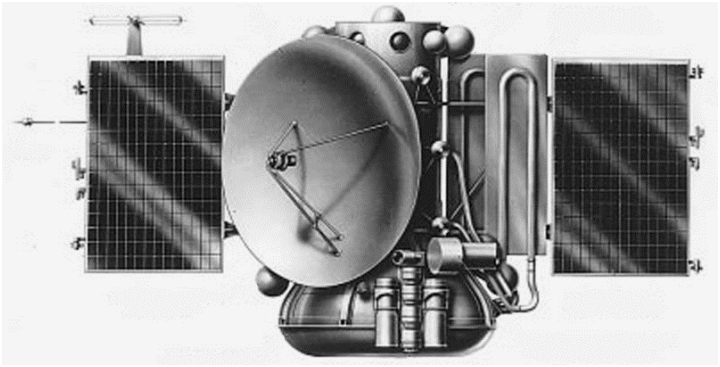


Рис. 3.82. АМС М-71С

Дополнительными задачами АМС М-71С являлись:

- фотографирование поверхности Марса и проведение научных исследований;
- выполнение роли дублирующего средства для транслирования на Землю информации, поступающей от посадочных модулей;
- опережение США в создании искусственного спутника Марса.

Масса АМС М-71С – 4 549 кг, в том числе 2 385 кг топлива и газа для системы ориентации.

Была произведена попытка запуска трех АМС по программе М-71 – одна АМС типа М-71С и две типа М-71. Запуск АМС М-71С оказался неудачным из-за отказа разгонного блока, а обе АМС М-71 («Марс-2» и «Марс-3») были успешно выведены на траекторию полета к Марсу. АМС «Марс-2» и «Марс-3» в конце 1971 года вышли на околомарсианскую орбиту, доставив СА в соответствии с программой. Однако спускаемый аппарат АМС «Марс-2» вошел в атмосферу по нерасчетной траектории, не смог осуществить мягкую посадку и разбился.

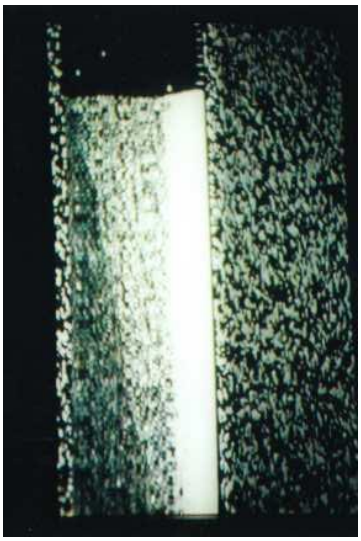


Рис. 3.83. Фрагмент телепередачи, полученный от СА АМС «Марс-3»

Второй СА (АМС «Марс-3») совершил мягкую посадку и начал передавать телеизображение, однако через 20 секунд после начала передачи сигнал прервался по неизвестной причине. Анализ полученной информации показал, что посадочный модуль выполнил развертывание лепестков корпуса и начал передачу панорамы. Телекамера передала 79 вертикальных строк, содержащих сигнал строчной синхронизации и соответствующих углу 4° по азимуту. Анализ показал, что в полученном изображении (рис. 3.83)

не содержится полезной информации. Предположительно, причиной прекращения передачи мог стать электростатический разряд, образовавшийся на корпусе модуля вследствие пылевой бури, либо опрокидывание аппарата. Одной из возможных причин называется также выдача тормозного импульса при посадке под углом к вертикали из-за сильного раскачивании посадочного модуля, и, как следствие, нерасчетно сильный удар при посадке, приведший к повреждению аккумуляторных батарей.

Это была первая в мире мягкая посадка АМС на Марс. Орбитальные блоки обеих АМС выполняли исследования Марса с орбиты ИСМ и передавали информацию на Землю до конца августа 1972 года. Было получено в общей сложности 60 фотоизображений поверхности Марса, но фотографии оказались малоинформативными из-за сильнейшей пылевой бури на Марсе[1].

5.1.4. М-73 (3М2)

В связи с менее благоприятным расположением Марса и Земли во время «окна» 1973 года задачи орбитального исследования и посадки на Марс пришлось разделить между разными АМС. В результате для запуска в 1973 году было разработано два варианта АМС: «М-73П» и «М-73С». Масса АМС обоих типов – около 4 500 кг.

М-73С – АМС для исследования Марса с орбиты ИСМ. В задачи входило картографирование Марса и ретрансляция сигналов с посадочных модулей. Конструктивно АМС являлась точной копией АМС М-71, основное отличие заключалось в замене фототелевизионных устройств. Запас пленки по-прежнему составлял 480 кадров для каждого ФТУ. Разрешающая способность при съемке с расчетной орбиты составляла 100 м для ФТУ с длиннофокусным объективом (350 мм, угол зрения 4,1°) и 1 000 м для ФТУ с короткофокусным объективом (52 мм, угол зрения 26°). Передача отснятых снимков велась следующим образом: сначала передавались все снимки, отсканированные с низким разрешением (235 x 220 пикселов), затем по команде с Земли отдельные снимки пересканировались в режиме высокого разрешения (вплоть до 1 770 x 1 760 пикселов) и передавались повторно. Кроме получения фотографий с помощью ФТУ, АМС должны были производить съемку панорам с помощью телефотометров, имевших угол зрения 30°. Отснятые панорамы передавались на Землю также в двух режимах – с низким и высоким разрешением.

Перечень научной аппаратуры АМС М-73С:

- атмосферный радиотелескоп;
- радиотелескоп;
- инфракрасный радиометр;
- спектрофотометр;
- узкополосный фотометр;
- узкополосный интерференционно-поляризационный фотометр;
- 2 ФТУ;
- фотометры;
- два поляриметра;
- ультрафиолетовый фотометр;
- фотометр рассеянной солнечной радиации;
- гамма-спектрометр;
- магнитометр;
- плазменные ловушки;
- многоканальный электростатический анализатор.

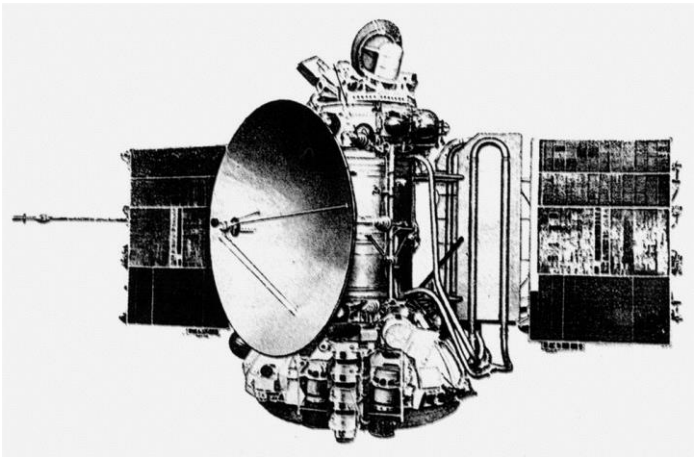


Рис. 3.84. АМС М-73С «Марс-5»

[1] По другой версии, был задан ошибочный режим экспозиции, в связи с чем снимки были пересветленными.

М-73П – АМС для доставки посадочного модуля. Орбитальный блок АМС и посадочный модуль полностью аналогичны по конструкции АМС М-71, включая доставляемый «Марсоходик». В отличие от АМС М-71, телеметрическая информация с СА должна была передаваться сразу после отделения СА от орбитального блока, а не только после посадки.

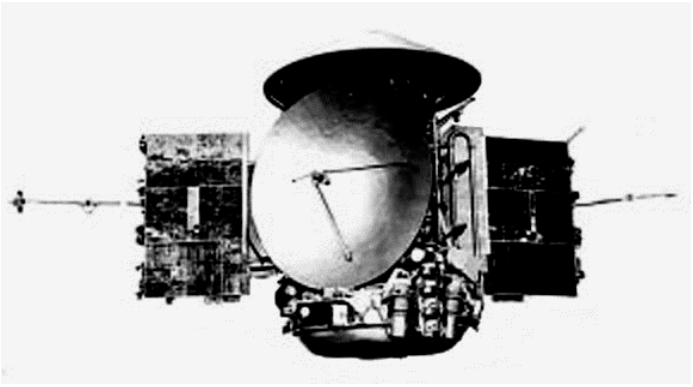


Рис. 3.85. АМС М-73П

Состав научной аппаратуры на орбитальном блоке:

- магнитометр;
- ионные ловушки;
- датчики космического излучения;
- датчики микрометеоритов;
- спектрометр электронно-протонного излучения;
- система «Стерео» для советско-французских экспериментов по изучению солнечной радиации.

Аппаратура, установленная в посадочном модуле:

- термометр;
- барометр;
- акселерометр;
- радио-высотомер;
- масс-спектрометр;
- анализатор химического состава почвы;
- устройство ПрОП-М.

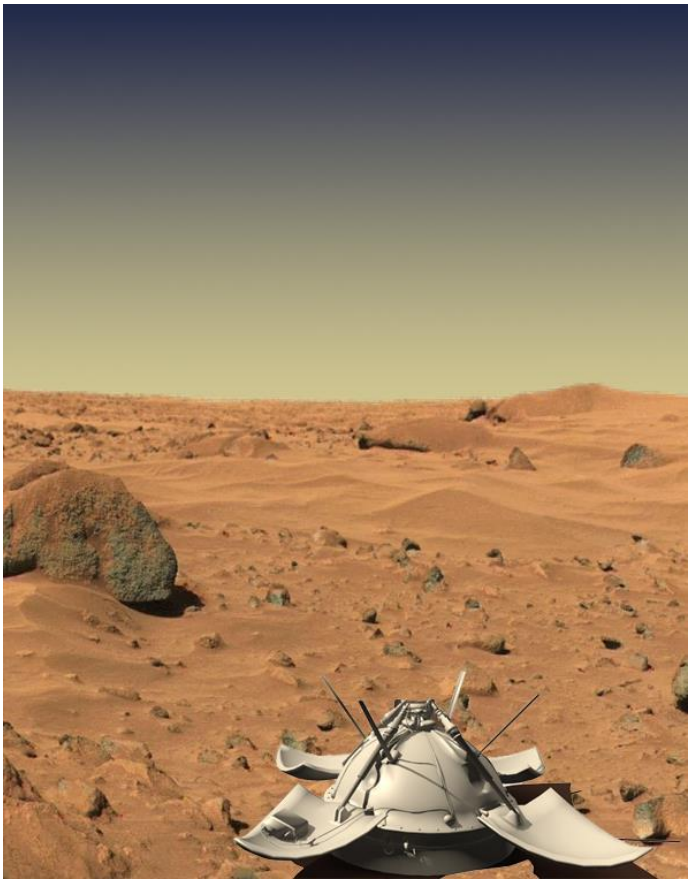


Рис. 3.86. Спускаемый аппарат АМС «Марс-73П» на Марсе

В 1973 году был произведен запуск двух АМС типа М-73С («Марс-4» и «Марс-5») и двух – типа М-73П («Марс-6» и «Марс-7»).

Незадолго до старта первой из четырех АМС выяснилось, что из-за неудачного изменения заводом-поставщиком технологии в производстве микросхем следует ожидать отказа бортового электронного оборудования с вероятностью примерно 50%. Тем не менее, было принято решение произвести запуск всех четырех АМС, так как выполнить замену оборудования в этом астрономическом «окне» уже не успевали, а до следующего возможного срока запуска – в 1975 году, – хранить АМС не имело смысла, так как закончился бы гарантийный ресурс у всего остального бортового оборудования. При запуске заведомо дефектных АМС оставалась надежда на хотя бы частичное выполнение программы полета. Замысел оправдался: хотя задачу полета ни одна из АМС полностью выполнить не смогла, тем не менее, был получены фотоизображения поверхности Марса и другие научные данные.

На АМС «Марс-4» из-за отказа БЦВМ не удалось включить КТДУ для перехода на орбиту ИСМ. При пролете удалось получить одну серию фотоснимков (12 кадров) короткофокусным объективом и две панорамы.

АМС «Марс-5» успешно вышла на орбиту, близкую к расчетной, но из-за потери герметичности приборного отсека (предполагаемая причина – попадание микрометеорита) срок работы АМС на орбите ИСМ составил 16 дней вместо расчетных трех месяцев. Всего получено 108 фотоизображений и одна панорама, сканированные с низким разрешением. В режиме высокого разрешения передано 28 снимков, сделанных длиннофокусным объективом и 15 фотоизображений, отснятых короткофокусным объективом, а также панорама.

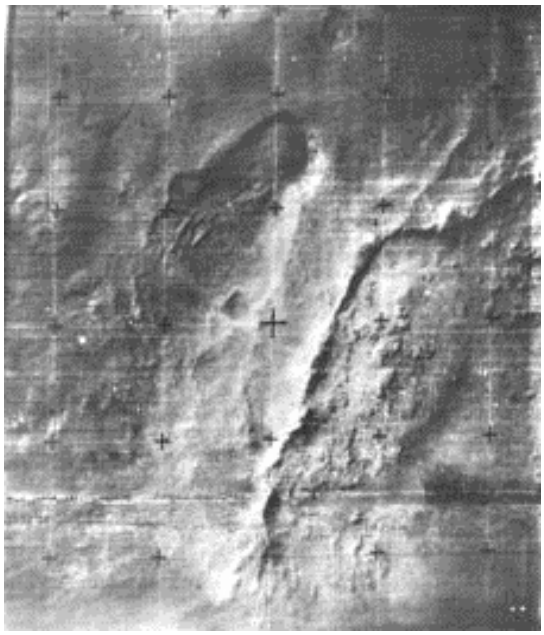


Рис. 3.87. Фото поверхности Марса, полученное АМС М-73С «Марс-5»

На АМС «Марс-6» после выполнения первой коррекции траектории отказал радиокомплекс передачи телеметрической и научной информации основного блока, но радиооборудование СА продолжало исправно работать. Полет АМС продолжался, и на расстоянии 48 000 км до Марса СА отделился от основного блока и перешел на траекторию входа в атмосферу Марса. Во время спуска СА передавалась информация о составе, температуре и давлении атмосферы. Информация ретранслировалась через исправный радиокомплекс основного блока АМС «Марс-6». Непосредственно перед посадкой связь с СА прервалась. Последний сигнал, полученный по телеметрии – это команда на включение ДУ мягкой посадки.

На АМС «Марс-7» из-за отказа автоматики не включилась ТДУ СА, в результате чего СА прошел на расстоянии 1 300 км от Марса и вышел на гелиоцентрическую орбиту.

Основная информация по запускам этих АМС приведена в табл. 3.16.

5.1.5. М-75

Рассматривалось предложение повторить запуск четырех АМС типа 3М в 1975 году. Так же, как и в 1973 году, две АМС должны были доставлять посадочные модули, а две выполнить выход на орбиту ИСМ для ретрансляции сигналов с посадочных аппаратов и для проведения исследований с орбиты. АМС получили наименования **М-75С** и **М-75П**, аналогично проекту М-73. В связи с неудачными посадками СА АМС «Марс-3» и «Марс-6» требования к системе посадки СА станций М-75П были ужесточены. Так, система посадки рассчитывалась на скорость ветра у поверхности Марса 50 м/с (против 30 м/с для АМС «М-73») для твердого грунта и 80 м/с для песчаного грунта. Для выполнения ужесточенных требований были применены более тяжелые РДТТ мягкой посадки.

Изготовление и запуск АМС М-75 не состоялись в связи с развертыванием работ по доставке марсианского грунта (проект 5М).

Табл. 3.16. Запуски АМС к Марсу в 1969 – 1973 годах

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса АМС (СА), кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	-	М-69 (2М) № 521	3 834 (260)	27.03.69	Выход на орбиту спутника Марса, фотосъемка поверхности Марса, доставка посадочного модуля.	Расчетная дата выхода на орбиту ИСМ – 11.09.69 г. Авария РН на 51-й секунде полета.
2	-	М-69 (2М) № 522	3 834 (260)	02.04.69	Выход на орбиту спутника Марса, фотосъемка поверхности Марса, доставка посадочного модуля.	Расчетная дата выхода на орбиту ИСМ – 15.09.69 г. Авария РН на 1-й секунде полета.

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса АМС (СА), кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
3	Космос-419	М-71С (3МС) № 170	4 549	10.05.71	Выход на орбиту спутника Марса, фотосъемка поверхности Марса.	Расчетная дата выхода на орбиту ИСМ – 13.11.71 г. Отказ блока Д. АМС осталась на орбите ИСЗ.
4	Марс-2	М-71 (3М) № 171	4 650 (1 000)	19.05.71	Выход на орбиту спутника Марса, фотосъемка поверхности Марса, доставка посадочного модуля.	27.11.71 АМС достигла Марса. СА не смог совершить мягкую посадку и разбился, упав на поверхность Марса в точке с координатами 4° с.ш. и 47° з.д. (Долина Нанеди в Земле Ксанфа). Орбитальный блок вышел на орбиту ИСМ с параметрами: наклонение 48,9 град., высота – 1 380 х 24 940 км; период обращения 18 ч. Окончание работы АМС – 22.08.72.
5	Марс-3	М-71 (3М) № 172	4 643 (1 000)	28.05.71	Выход на орбиту спутника Марса, фотосъемка поверхности Марса, доставка посадочного модуля.	02.12.71 АМС достигла Марса. СА совершил мягкую посадку в точке с координатами 45° с.ш., 158° з.д.(недалеко от северного края кратера Птолемей в Земле Сирен), и начал передавать телеизображение панорамы, но через 20 сек. сигнал прервался. Орбитальный блок вышел на орбиту ИСМ с параметрами: наклонение 48,9 град., высота – 1 528 х 214 500 км; период обращения – 12,8 дней. Окончание работы АМС – 22.08.72.
6	Марс-4	М-73С № 52	3 440	21.07.73	Выход на орбиту ИСМ.	Отказ КТДУ при попытке включения для перехода на орбиту ИСМ. 10.02.74 АМС прошла на расстоянии 2 200 км от Марса, передав 12 фотоснимков и 2 панорамы. АМС вышла на гелиоцентрическую орбиту.
7	Марс-5	М-73С № 53	3 440	25.07.73	Выход на орбиту ИСМ.	12.02.74 АМС вышла на орбиту ИСМ с параметрами: наклонение 35,32 град., высота – 1 760 х 32 586 км, период обращения – 24,9 ч. Через несколько дней после начала работы на околомарсианской орбите произошел отказ бортовой аппаратуры. Получено 108 снимков и пять панорам низкого качества, 43 фотоснимка и одна панорама высокого качества. Работа с АМС завершена 06.03.74.
8	Марс-6	М-73П № 50	3 260	05.08.73	Доставка на Марс посадочного модуля.	12.03.74 АМС достигла Марса. Посадочный модуль передавал данные во время спуска в атмосфере Марса. В момент включения посадочных двигателей связь прервалась. Координаты точки посадки: 23.9°ю.ш. и 19.4°з.д. (долина Самара на границе Жемчужной Земли и Земли Ноя). Основной модуль вышел на гелиоцентрическую орбиту.
9	Марс-7	М-73П № 51	3 260	09.08.73	Доставка на Марс посадочного модуля.	09.03.74 АМС достигла окрестностей Марса. Из-за отказа автоматики не включилась ТДУ СА, в результате чего СА пролетел на расстоянии 1 300 км от Марса и вышел на гелиоцентрическую орбиту.
		М-75С		10.75	Выход на орбиту ИСМ.	Изготовление и запуск АМС отменены.
		М-75С		10.75	Выход на орбиту ИСМ.	Изготовление и запуск АМС отменены.
		М-75П		11.75	Доставка на Марс посадочного модуля.	Изготовление и запуск АМС отменены.
		М-75П		11.75	Доставка на Марс посадочного модуля.	Изготовление и запуск АМС отменены.

5.2. Супер-АМС для супер-РН (Марс-75)

В начале 1970 г., когда велась отработка ракеты-носителя Н-1, Генеральный конструктор НПО им. С.А. Лавочкина Г.Н. Бабакин высказал идею о создании тяжелого межпланетного автоматического корабля (ТМАК) для доставки грунта с Марса. Как вариант применения ТМАК было предложено также доставить на Марс самоходную АМС – аналог Лунохода. Запуск ТМАК должен был осуществляться ракетой-носителем Н-1. Летом 1970 года эти идеи были оформлены в виде «Технического предложения». Этот документ предусматривал доставку марсохода на Марс в 1973 году, а запуск ТМАК для доставки на Землю марсианского грунта – в 1975 году.

Это предложение, уточненное в части более реальных сроков, нашло отражение в «Комплексной программе использования ракеты-носителя Н-1», утвержденной правительственной комиссией в июле 1971 года. Программа предписывала запустить с помощью РН Н-1 в 1975 году самоходный аппарат для исследования Марса и в 1977 году – автоматический комплекс для доставки на Землю марсианского грунта.

В 1972 году в НПО им С.А. Лавочкина был разработан аванпроект по автоматическому космическому комплексу «Марс-75». Аванпроект содержал два раздела – проект марсохода 4НМ и проект АМС для доставки грунта 5НМ.

Проект «Марс-75» был закрыт в 1974 году в связи с прекращением работ по ракете-носителю Н-1.

5.2.1. ТМАК

ТМАК (тяжелый межпланетный автоматический корабль) – АМС для доставки на Марс марсохода или возвращаемой ракеты. По функциональному назначению ТМАК аналогичен посадочной ступени КТ, входившей в состав АМС Е8 и Е8-5 и служившей для доставки «Луноходов» и возвращаемых ракет на поверхность Луны.

В состав ТМАК входили орбитальный аппарат, посадочный аппарат и полезная нагрузка – марсоход или возвращаемая ракета. Полная масса ТМАК на орбите ИСЗ – от 16,8 т до 22,2 т по различным вариантам проекта.

Орбитальный аппарат (ОА «Земля-Марс») имел массу 3,6 т и предназначался для работы во время перелета Земля-Марс. ОА обеспечивал траекторные измерения, связь с Землей и выполнение коррекций траектории, а также выполнение научных измерений на трассе межпланетного перелета. ОА обеспечивал также прием от посадочного аппарата (ПА) телеметрической информации во время его снижения и посадки и ретрансляцию этой информации на Землю. Орбитальный аппарат конструктивно состоял из тороидального приборного отсека (ПО) от АМС М-71 и двигательной установки (ДУ) со сферическим топливным баком от АМС М-69.

ПА массой 16 т имел аэродинамический экран с жесткой центральной частью диаметром 6,5 м. После перевода ТМАК на межпланетную траекторию открывались 30 лепестков, закрепленных по периметру жесткой части, и образовывался жесткий аэродинамический конус диаметром 11 м. Конус имел скошенную форму, что обеспечивало скользящий спуск в атмосфере Марса для уменьшения перегрузок. Внутри экрана располагалась посадочная ступень, состоящая из двигательной установки и приборного отсека с системой управления мягкой посадкой и комплексом измерительных средств, обеспечивающих замер высоты, скорости и других данных, необходимых для обеспечения мягкой посадки. ДУ посадочной ступени имела четыре сферических топливных бака, четыре ЖРД с регулируемой тягой и раскрываемое посадочное шасси. В верхней части посадочной ступени размещалась полезная нагрузка.

По проекту, полет должен был происходить следующим образом. После вывода на околоземную орбиту ТМАК переводится на межпланетную траекторию разгонным блоком (ступень Г или блок Ср). При подлете к Марсу выполняется коррекция траектории, затем посадочный и орбитальный аппараты разделяются. ОА переводится на пролетную траекторию и служит ретранслятором посадочной телеметрии. ПА входит в марсианскую атмосферу и, используя асимметричный аэродинамический экран, выполняет планирующий спуск. Когда его скорость уменьшается до 200 м/с, экран сбрасывается и аппарат совершает мягкую посадку, используя ДУ посадочной ступени. После посадки производится фотографирование окружающей

панорамы и передача на Землю полученных изображений, которые используются для принятия решений по первому этапу работы доставленной на Марс автоматической марсианской станции.

Проект предусматривал использование ТМАК для доставки на Марс марсохода 4НМ и взлетной (возвращаемой) ракеты с пробами марсианского грунта 5НМ.

5.2.2. Тяжелый марсоход 4НМ

4НМ – самоходная АМС для проведения научных исследований на поверхности Марса. Основная задача АМС – поиск жизни. Приборный контейнер, в котором располагались 200 кг научного оборудования, два радиоизотопных генератора электрической мощностью 240 Вт и другие системы, имел цилиндрическую форму с эллипсоидными днищами. Марсоход оснащался шестиколесным шасси, обеспечивающим скорость движения до 1 км/ч. Расчетный запас хода – 100 км. Проектная масса марсохода 4НМ – 2,6 т.

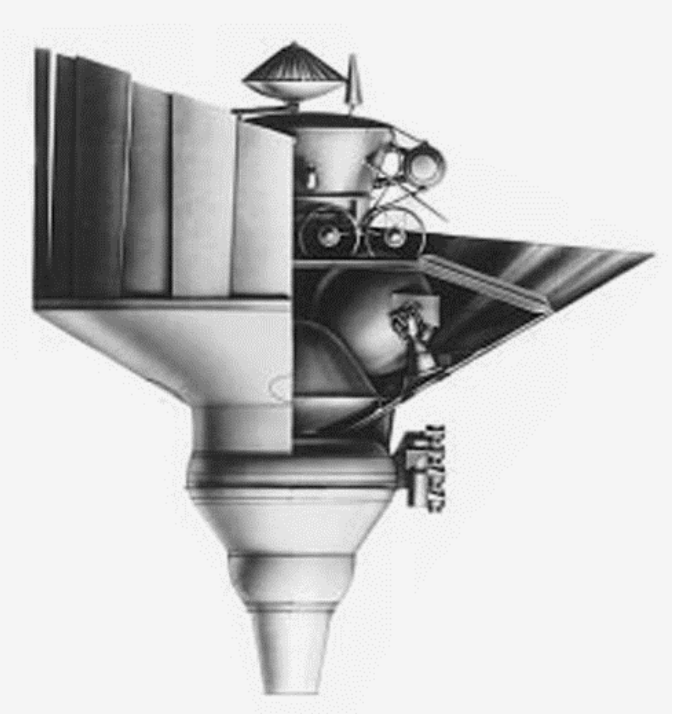


Рис. 3.88. Марсоход 4НМ в составе ТМАК

Для уверенного обзора марсоход должен был иметь восемь телефотометров, с помощью которых должны были также производиться съемки панорам. За расчетное время работы (1 год) марсоход должен был отснять до 110 панорам.

Управление марсоходом должно было осуществляться так же, как «Луноходами» – по командам наземного экипажа. Один сеанс управления марсоходом мог продолжаться не более 1 часа, что диктовалось условиями радиовидимости. Связь с Землей должна была осуществляться через направленную антенну диаметром 1,5 м. Предполагалось, что один сеанс связи может быть использован или для управления движением, или для передачи телеизображений и другой научной информации.

Запуски АМС 4НМ планировались на 1975, 1977 и 1979 годы.

5.2.3. 5НМ – доставка марсианского грунта

5НМ – АМС для доставки марсианского грунта на Землю. АМС 5НМ должна была состоять из ТМАК, обеспечивающего перелет и посадку на Марс, и взлетной ракеты.

Взлетная ракета (ВР) состояла из двух ракетных ступеней, орбитального аппарата (ОА) «Марс-Земля», и возвращаемого аппарата (ВА).

ОА «Марс-Земля» создавался на базе орбитального отсека станций В-67/В-69.

ВА конструктивно был аналогичен возвращаемому аппарату АМС Е8-5.

Масса ОА (вместе с ВА) – 750 кг. Масса ВА – 15 кг.

Расчетная программа работы АМС 5НМ на Марсе выглядела следующим образом. После посадки производится съемка окружающего ландшафта. По командам с Земли по полученным изображениям выбирается место для забора грунта, производится бурение и загрузка грунта в возвращаемый аппарат. Через трое суток после автономного определения аппаратурой ПА своих координат взлетная ракета стартует и выводит на околомарсианскую орбиту (высота перицентра – 500 км, период обращения – 12 ч) комплекс ОА «Марс-Земля» + ВА. Через 10 месяцев, при достижении необходимого расположения планет, ОА «Марс-Земля» по команде с Земли стартует с орбиты ИСМ и переходит на межпланетную траекторию возвращения на Землю.

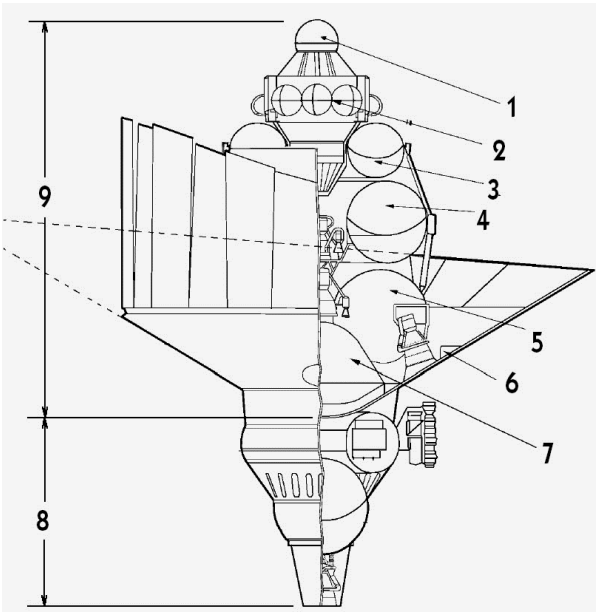
При подлете к Земле возвращаемый аппарат отделяется от ОА и тормозится в атмосфере. После снижения скорости до 200 м/с вводится в действие парашютная система и включается радиомаяк, облегчающий поиск ВА. По расчетам, ВА должен был доставить на Землю 200 г марсианского грунта.

Экспедиция должна была продлиться 970 дней.

Реализация проекта 5НМ была затруднена из-за следующих нерешенных проблем:

- не была обеспечена стопроцентная биологическая безопасность Земли, так как в случае отказа парашютной системы ВА, несущий марсианский грунт, должен был разбиться. Тогда марсианские микроорганизмы, присутствие которых в грунте не исключалось, попали бы в атмосферу и почву Земли.
- бортовые системы АМС, от которых требовалось безотказное функционирование в течение трех лет, не были отработаны до необходимой степени надежности.

Запуски АМС 5НМ планировались на 1979, 1981 и 1984 годы.



1 – возвращаемый аппарат
2 – ОА «Марс–Земля»
3 – вторая ступень ВР
4 – первая ступень ВР
5 – посадочная ступень
6 – аэродинамический экран
7 – приборный отсек
8 – ОА «Земля–Марс»
9 – ПА

Рис. 3.89. АМС 5НМ

5.3. Марсоход 4М (Марс-77)

В 1972 году, то есть, еще до прекращения работ по ракете-носителю Н-1, специалисты НПО им. С.А. Лавочкина начали проработку альтернативного проекта доставки марсианского грунта с использованием только РН 8К82К «Протон». Поскольку мощности одной такой РН было недостаточно для решения поставленной задачи, появилась идея использовать сборку межпланетного корабля из блоков, выводимых на орбиту отдельными запусками.

5.3.1. Транспортный комплекс «Марс-77»[1]

Транспортный комплекс по этому проекту состоит из орбитального блока и спускаемого аппарата. Спускаемый аппарат имеет форму фары для возможности совершения управляемого спуска в атмосфере. В спускаемом аппарате размещается АМС, доставляемая на Марс.

Запуск комплекса к Марсу предполагалось произвести в 1977 году.

Первая РН «Протон» выводит на орбиту ИСЗ комплекс «Марс-77» с блоком Д (11С824), оборудованным системой сближения и стыковки. Масса комплекса «Марс-77» – 8,5 т, в т.ч. масса доставляемой на поверхность Марса автоматической станции – 2,0 т, масса блока Д – 13,5 т.

Вторая РН «Протон» выводит на орбиту полностью заправленный второй блок Д массой 22,0 т. На монтажной околоземной орбите выполняется сближение аппаратов и стыковка. Блоки Д, поочередно включаясь, выводят транспортный комплекс на траекторию полета к Марсу.

При приближении к Марсу спускаемый аппарат отделяется от орбитального блока и совершает скользящий спуск в атмосфере, используя подъемную силу корпуса. СА совершает «нырок» в атмосферу Марса до высоты 5,5 км и последующим подъемом до высоты 9,4 км, после чего включается радар, по сигналам которого выдаются команды на дальнейшие операции спуска. На высоте 3 км включаются двигатели малой тяги, обеспечивающие необходимую ориентацию СА

[1] Название условное.

во время спуска. На высоте 2,13 км при скорости 338 м/с включаются основные тормозные двигатели, которые к высоте 1,85 км снижают скорость спуска до 51 м/с, после чего отбрасываются. Дальнейший спуск осуществляется при включенных двигателях малой тяги. На высоте от 30 до 10 м отбрасывается лобовой экран, и СА совершает мягкую посадку.

Орбитальный блок продолжает двигаться по пролетной траектории, выполняя функции ретранслятора.

Далее по командам с Земли начинается работа доставленной на Марс автоматической станции.

5.3.2. 4М – МАЛЫЙ МАРСОХОД (ПРОЕКТ 1972 ГОДА)

Марсоход **4М** должен был иметь движитель шагающего типа с двумя лыжами и амортизирующим днищем. Скорость движения марсохода – 0,3 км/ч. За сутки предполагалось преодолевать расстояние до 0,7-1,0 км. Энергопитание систем марсохода должен был обеспечивать радиоизотопный генератор электрической мощностью 120 Вт. Масса марсохода 4М – 630 кг. Расчетное время работы на Марсе – 1,5 месяца. Связь с Землей должна была осуществляться через АМС 4МС, выведенную на орбиту спутника Марса.

5.3.3. 4МС – СПУТНИК-РЕТРАНСЛЯТОР

4МС – спутник-ретранслятор, который должен был выводиться на орбиту Марса отдельным запуском РН «Протон». АМС 4МС должна была обеспечивать связь с марсоходом 4М, который не имел остронаправленной антенны.

5.3.4. 4М – МАЛЫЙ МАРСОХОД (ПРОЕКТ 1973 ГОДА)

В 1973 была разработана улучшенная схема доставки груза в район Марса, в результате чего удалось увеличить массу марсохода до 1,0 т. Марсоход должен был иметь колесное шасси и остронаправленную антенну диаметром 1 м, благодаря чему отпала необходимость в спутнике-ретрансляторе. Расчетное время работы марсохода – 6 мес.

Запуск марсохода 4М предлагалось осуществить в 1977 году. Работы по марсоходу были остановлены в 1974 году, когда было принято решение сосредоточиться на задаче доставки марсианского грунта. К доставке марсохода НПО им. С.А. Лавочкина вернулось в 1977 году, когда рассматривался проект АМС 6М.

5.4. Доставка марсианского грунта – проект 5М (Марс-79)

5.4.1. 5М – ТРЕХПУСКОВАЯ СХЕМА

В 1974 году начались работы по проекту доставки марсианского грунта с использованием только РН 8К82К «Протон». Первым рассматривался вариант марсианской экспедиции, для которого требовалось три запуска РН «Протон».

Первым пуском на орбиту ИСЗ выводится АМС 5М-1 (посадочная АМС) с частично заправленным блоком Д.

Вторая РН «Протон» доставляет на орбиту полностью заправленный блок Д. После сближения и стыковки блоки Д, работая поочередно, выводят АМС 5М-1 на траекторию полета к Марсу.

Третья РН «Протон» оправляет к Марсу АМС 5М-2 (орбитальная АМС). Назначение АМС и схема экспедиции описаны ниже.

5М-1 (5МП) – АМС для взятия образцов марсианского грунта. АМС состоит из двух блоков: траекторный блок и посадочный блок. Траекторный блок обеспечивает коррекции траектории во время перелета от Земли к Марсу и отбрасывается перед входом в атмосферу Марса. Посадочный блок имеет защитный корпус в виде фары со смещенным центром тяжести для выполнения скользящего спуска в атмосфере Марса. Внутри защитного корпуса находится посадочная платформа, устройство забора грунта и взлетная ракета. После гашения скорости защитный корпус сбрасывается, а посадочная платформа осуществляет посадку на Марс с помощью реактивных двигателей. Затем телекамеры посадочной платформы передают на Землю изображения окружающей местности. По командам с Земли производится забор грунта в выбранной точке, грунт

помещается в капсулу, закрепленную на взлетной ракете. Взлетная ракета стартует с Марса и выходит на орбиту ИСМ, где стыкуется с АМС 5М-2.

5М-2 (5МС) – АМС для доставки марсианского грунта с орбиты ИСМ на Землю. АМС имеет двигательную установку многоразового включения, системы ориентации, навигации, сближения и стыковки, а также возвращаемый аппарат для доставки грунта. Около Марса АМС с помощью ДУ переходит на орбиту ИСМ, где находится в ожидании взлетной ракеты АМС 5М-1. После старта взлетной ракеты АМС 5М-2 стыкуется с ней, затем производится загрузка капсулы с грунтом в возвращаемый аппарат, и взлетная ракета отбрасывается. По команде с Земли в момент, подходящий по баллистическим условиям, включается ДУ, и возвращаемый аппарат АМС 5М-2 отправляется в полет к Земле. Возвращаемый аппарат также имеет систему ориентации и тормозную двигательную установку.

Во избежание заражения Земли, ВА с помощью тормозной двигательной установки при приближении к Земле переходит на орбиту ИСЗ, где с ним сближается и стыкуется пилотируемый КК. Космонавты забирают капсулу с грунтом и доставляют марсианский грунт на Землю.

5.4.2. 5М – ДВУХПУСКОВАЯ СХЕМА

Предложенная трехпусковая схема марсианской экспедиции 5М была слишком сложной и ненадежной, так как требовала трех успешных пусков РН «Протон» и трех стыковок, из них одна должна была выполняться на околомарсианской орбите. Пересмотренный проект ограничивался необходимостью только двух пусков РН 8К82К и двух стыковок. Возвращаемый аппарат был перенесен на посадочную АМС, тем самым исключалась необходимость перегрузки на орбите Марса пробы грунта из взлетной ракеты в возвращаемый аппарат орбитальной АМС.

Экспедиция 5М по пересмотренной программе должна была проходить следующим образом. Первым пуском на орбиту ИСЗ выводится аппарат 5МП с не полностью заправленным разгонным блоком Д (11С824). На следующий день производится запуск аппарата 5МС с таким же разгонным блоком Д, но имеющим бóльшую заправку. На околоземной орбите происходит автоматическая стыковка двух аппаратов, при которой АМС 5МС играет активную роль, а 5МП – пассивную. После стыковки и проверки бортовых систем блоки Д последовательно разгоняют образованный двумя АМС комплекс 5М для перехода на траекторию полета к Марсу. При разгоне сначала работает один блок Д, затем он отделяется, комплекс разворачивается на 180°, после чего запускается второй блок Д, который после окончания работы также отделяется.

5МП (5М-1) – посадочная марсианская АМС. Форма и конструкция СА была изменена так, что скользящий спуск в марсианской атмосфере заменился на баллистический. Если ранее спускаемый аппарат имел форму фары, то теперь фару заменил конический щит в виде зонтика, аналогично тому, как это было предусмотрено в проекте 5НМ. От жесткой центральной части зонтика диаметром 4,26 м отходят вниз бериллиевые спицы, к которым крепится тормозной конус, выполненный из стеклоткани. Во время запуска и околоземных операций спицы располагаются вдоль корпуса аппарата, а после перехода на межпланетную траекторию раскрываются, образуя аэродинамический щит диаметром 11,7 м. В состав СА входят аппарат для глубинного бурения и взлетная ракета. На взлетной ракете имеется возвращаемая капсула для посадки на Землю, аналогичная возвращаемому аппарату лунной АМС Е8-5М.

5МС (5М-2) – АМС для возвращения на Землю капсулы с грунтом и исследований Марса с орбиты искусственного спутника. В составе АМС имеются большие топливные баки, корректирующая двигательная установка, активный агрегат системы стыковки.

Для выхода комплекса 5М на орбиту ИСМ используется двигатель и запас топлива АМС 5МС. На ареоцентрической орбите проводятся съемки Марса, по результатам которых выбирается район посадки. После этого выполняется снижение перицентра орбиты над предполагаемым районом посадки. АМС 5МП отделяется от комплекса, с помощью собственной тормозной двигательной установки сходит с орбиты, совершает аэродинамическое и парашютное торможение в атмосфере Марса и выполняет мягкую посадку с помощью реактивной двигательной системы. С поверхности передаются телепанорамы, ведутся научные исследования. Во время работы АМС на поверхности Марса орбитальная АМС 5МС выполняет функции ретранслятора. Буровая установка АМС 5МП берет пробу грунта и закладывает ампулу с ней в возвращаемый аппарат взлетной ракеты.

После завершения научных исследований на Марсе взлетная ракета стартует с поверхности и выходит на орбиту ИСМ. АМС 5МС сближается и стыкуется со взлетной ракетой. Затем взлетная ракета отстреливается, оставляя возвращаемый аппарат присоединенным к АМС 5МС.

АМС 5МС стартует с орбиты ИСМ и выходит на траекторию прямого попадания на Землю. Во время перелета проводятся необходимые коррекции, обеспечивающие вход ВА в атмосферу Земли под нужным углом. После последней коррекции АМС 5МС отделяется от возвращаемого аппарата и выполняет маневр ухода в сторону, а ВА с грунтом со второй космической скоростью входит в земную атмосферу и после баллистического торможения совершает парашютный спуск на территории СССР.

Запуск двух комплексов 5М (четыре пуска РН 8К82К) планировался на середину ноября 1979 г., прилет к Марсу – на июль 1980 г. Для сокращения времени проведения всей экспедиции (при обычной схеме полета Земля – Марс – Земля она составляла порядка трех лет) рассматривался вариант траектории обратного перелета с выполнением маневра в гравитационном поле Венеры.

5.4.3. 5М – ДОЗАПРАВКА В КОСМОСЕ

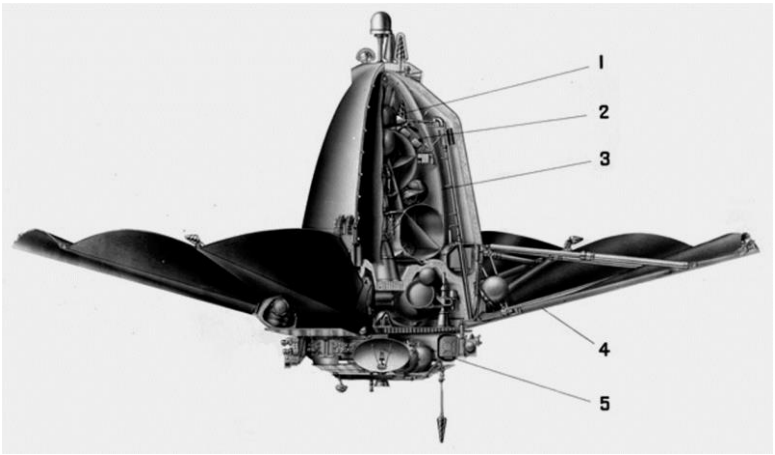
В процессе работ по проекту 5М была предложена улучшенная схема сборки комплекса. По новому предложению АМС 5М состояла из траекторного блока (ТБ) и посадочного аппарата (ПА). Проектная масса АМС 9 135 кг (плюс 200 кг резерва), в том числе ТБ – 1 680 кг и ПА – 7455 кг.

ПА, кроме системы посадки, включал двухступенчатую взлетную марсианскую ракету массой 3 190 кг и возвращаемый аппарат «Марс-Земля» массой 7,8 кг. По предложенной программе полет АМС проходит следующим образом.

Первым запуском РН «Протон» на орбиту ИСЗ выводится АМС 5М с частично заправленным разгонным блоком 3ГК, представляющим собой модификацию блока Д 11С824. Для увеличения запаса сжатого газа в блоке 3ГК применены баллоны высокого давления, выполненные в виде «гирлянд», составленных из сферических оболочек. «Гирлянды» погружены внутрь бака жидкого кислорода и уменьшают избыточный объем в недозаправленном баке, препятствуя колебаниям жидкого кислорода. На блок 3ГК впереди устанавливается тороидальный приборный отсек управления (блок 2ГК). Стартовая масса блока 3ГК – около 11 т.

Вторая РН «Протон» выводит на орбиту разгонный блок 4ГК, который также является модификацией блока Д 11С824. Блок 4ГК заправляется полностью, и его стартовая масса составляет около 21 т.

Оба блока оснащаются системами стыковки и системами перекачки топлива. На орбите ИСЗ выполняется стыковка блоков 3ГК и 4ГК, при этом соединяются гидравлические магистрали перекачки и электрические цепи управления. Система управления комплексом, расположенная в отсеке 2ГК, отдает команду на старт ДУ блока 4 ГК, и одновременно начинается перекачка компонентов топлива из баков блока 4ГК, расположенного сзади, в баки находящегося впереди блока 3ГК. После выработки всего топлива в баках блока 4ГК происходит расстыковка блоков, и включается ДУ блока 3ГК. Схема с перекачкой топлива позволила увеличить массу АМС с 8 500 кг (по предыдущим проектам) до 9 135 кг.



1 – возвращаемый аппарат
2 – разгонная ступень
3 – взлетная ступень
4 – посадочная платформа
5 – траекторный блок

Рис. 3.90. АМС 5МП

Была также изменена схема доставки на Землю возвращаемого аппарата (ВА). Взлетная ракета сделана двухступенчатой. Первая, взлетная ступень, обеспечивает выход ракеты на орбиту ИСМ, а вторая, разгонная ступень, переводит ВА на траекторию полета к Земле. Тем самым устраняется необходимость стыковок на околомарсианской орбите. Возвращаемый аппарат по окончательному проекту не имеет парашютной системы. Специалисты по баллистике гарантировали попадание ВА в круг диаметром 80 км от заданной точки. Прочность корпуса ВА обеспечивает его целостность при жесткой посадке. Возвращаемый аппарат должен был иметь радиоизотопный маяк, благодаря которому облегчается обнаружение ВА с поисковых вертолетов. Стерилизацию марсианского грунта было решено по предложению академика А.П.Виноградова проводить на орбите ИСМ, во время ожидания даты старта к Земле.

В конце 1977 года Министр общего машиностроения С.А.Афанасьев подписал решение о прекращении работ по доставке марсианского грунта. А в начале 1978 головной институт – ЦНИИМаш, – выпустил отчет, в котором была показана сложность, высокая стоимость проекта и низкая вероятность успешного выполнения.

5.5. Проект 6М (1977 г.)

В 1977 году в НПО им. С.А. Лавочкина был подготовлен ряд технических предложений по созданию автоматических межпланетных станций различного назначения, базирующихся на разработках, выполненных в ходе работ по проекту 5М. Одним из таких предложений была доставка марсоходов 6М на поверхность Марса в 1981 году. Предложение не было принято к разработке, однако, подготовленные материалы были использованы в проекте 7М 1984 года (п. 5.8).

5.6. Проект АМС 6Ф

В марте 1977 года в НПО им. С.А. Лавочкина был подготовлен «Отчет о проработке возможных вариантов автоматического комплекса 6Ф». Основной задачей проекта была доставка образцов грунта с Фобоса.

Проект АМС 6Ф базировался на максимальном использовании разработок по проекту 5М. АМС состояла из разгонно-тормозного и посадочного блоков.

Разгонно-тормозной блок (РТБ) представлял собой торовый бак с совмещенным днищем и закрепленный по оси ЖРД тягой около 3 000 кгс. РТБ использовался для доразгона при выведении к Марсу, для проведения коррекций траектории во время перелета, а также для торможения при выходе на околомарсианскую орбиту. На РТБ размещались грунтозаборное устройство и трехопорное шасси, оснащенное двигателями прижима тягой по 300 кгс и гарпунной системой швартовки.

Посадочный блок устанавливался непосредственно на торовый бак РТБ. В состав посадочного блока входил торовый приборный отсек с системой управления и двигательная установка, обеспечивающая взлет с Фобоса и ориентацию на орбите спутника Марса. В верхней части посадочного блока устанавливался возвращаемый аппарат, заимствованный из проекта 5М.

Схема посадки АМС 6Ф на Фобос выглядела следующим образом. После выхода на орбиту спутника Марса АМС выполняет ряд маневров для сближения с Фобосом. С расстояния 50±4 км от Фобоса начинается процесс посадки на Фобос. При касании поверхности Фобоса опорой шасси срабатывают двигатели прижима, обеспечивая касание грунта всеми тремя опорами и удерживая АМС в течение 10 секунд. За это время включается гарпунная система, фиксируя АМС на поверхности Фобоса. Процесс посадки длится 15-20 минут. Сразу после посадки включается грунтозаборное устройство, работа которого продолжается около 45 минут. Грунт при бурении попадает в гибкий шланг-грунтонос, который затем перематывается в спускаемый аппарат. Перемотка длится 25 минут. Во время процедуры забора грунта выполняется съемка панорамы района посадки с помощью телефотометра. Изображение записывается на магнитофон.

Посадочный блок стартует с Фобоса через 75 минут после посадки, оставляя зафиксированный гарпунами РТБ на Фобосе, и обеспечивает на орбите спутника Марса необходимую ориентацию для

старта возвращаемого аппарата к Земле. При входе в атмосферу Земли спускаемый аппарат отделяется и осуществляет посадку, а возвращаемый аппарат сгорает в атмосфере Земли.

Общая масса АМС 6Ф при старте с Земли составляла 6 710 кг, в т.ч. масса разгонно-тормозного блока – 4 396 кг, масса посадочного блока – 2 314 кг. Масса возвращаемого аппарата на орбите ИСМ – 576 кг, на трассе Марс-Земля – 330 кг. Масса спускаемого аппарата – 9 кг. Планировалось доставить на Землю 200 г грунта Фобоса.

К реализации проекта АМС 6Ф НПО им. С.А. Лавочкина не приступало в связи с тем, что Ковтуненко В.М. – новый Генеральный конструктор, – принял решение о разработке универсальной платформы УМВЛ.

Материалы проекта 6Ф были использованы в разработке АМС 1Ф и 2Ф.

5.7. Программа «Фобос»

5.7.1. Проектные проработки АМС «Фобос»

В подготовленных в 1978 году в НПО им. С.А. Лавочкина «**Технических предложениях**» АМС для посадки на Фобос, разрабатываемая по схеме УМВЛ, должна была состоять из разгонно-траекторного блока управления (РТБУ) и посадочной платформы. Масса АМС при старте должна была составить 5 150 кг, а масса на орбите Марса – 2 300 кг. Масса посадочной платформы на поверхности Фобоса – 800 кг, из которых 50 кг приходилось на научное оборудование. РТБУ обеспечивал выполнение всех маневров по формированию условий для посадки на Фобос, затем посадочная платформа отделялась и совершала посадку на поверхность Фобоса. РТБУ оставался на орбите ИСМ и служил ретранслятором для посадочной платформы.

В апреле 1979 года был выпущен документ под названием «**Основные принципы построения комплекса 184Ф**», в котором рассматривались основные параметры двух вариантов АМС для изучения Фобоса – 184Ф (1Ф), для дистанционного изучения Марса и Фобоса, и 186Ф (2Ф) – для доставки грунта Фобоса. Фактически АМС 2Ф должна была отличаться от АМС 1Ф только наличием возвращаемого аппарата со спускаемой капсулой. В документе было предложено использовать РТБУ также и для доразгона АМС при переходе с орбиты ИСЗ на траекторию межпланетного перелета, сразу после окончания работы блока Д. Такой подход позволил увеличить массу АМС, запускаемой ракетой-носителем 8К82К «Протон», до 6 т.

В «Основных принципах» было рассмотрено два варианта построения АМС 184Ф и 186Ф. В первом сохранялось разделение, предложенное для УМВЛ, на орбитальный и посадочный блоки. Орбитальный блок мог быть унифицирован с РТБУ лунной АМС 182Е и венерианской АМС 183В, а посадочный – с посадочными платформами АМС для посадки на Луну и, возможно, на Марс. Фактически оба блока должны были иметь в своем составе все необходимые системы – энергопитания, терморегулирования, ориентации, радиосвязи, двигательные.

Во втором варианте предлагалось совместить функции орбитального и посадочного блоков в одном орбитально-посадочном блоке (ОПБ), а для решения задач коррекций межпланетной траектории и выведения АМС на околопланетную орбиту выделить в отдельный блок маршевую двигательную установку с топливными баками, создав АДУ (автономную двигательную установку). После выхода на околомарсианскую орбиту АДУ отбрасывается, а ОПБ выполняет сближение с Фобосом и, если такая задача поставлена, посадку. Второй вариант был более сложным по обеспечению радиосвязи ОПБ с Землей, но за счет отсутствия дублирования систем на блоках получалась экономия массы примерно в 190 кг по сравнению с вариантом «РТБУ + посадочная платформа».

Принятие второго варианта означало отказ от идеологии УМВЛ, как это и получилось в дальнейшем. В результате АМС 1Ф и 2Ф, разработанные по второму варианту, сами стали основой для дальнейших разработок новых АМС.

По АМС 1Ф в 1980 году был подготовлен **эскизный проект**. От отработки посадки на Фобос на АМС 1Ф и собственно выполнения посадки АМС 2Ф было решено отказаться, как от слишком рискованной операции. Взамен была разработана система дистанционного забора грунта, действующая следующим образом. АМС зависает на высоте 20±3 м над поверхностью Фобоса, после чего выстреливает гарпун, внедряющийся в грунт. Гарпун остается соединенным тросиком с АМС. Грунтозаборное устройство, являющееся частью гарпуна, дважды выполняет забор грунта и

помещает его в капсулы, которые по тросику перемещаются в приемное устройство АМС. На АМС 1Ф планировалось выполнять анализ грунта на борту станции. АМС 2Ф должна была перегружать полученный грунт в спускаемую капсулу, возвращаемую на Землю.

В процессе разработки **конструкторской документации** на АМС 1Ф было принято решение отказаться от использования грунтозаборного устройства, ограничившись дистанционным спектрографическим анализом грунта с помощью лазера и ионной пушки. Тем самым, задача забора грунта для доставки на Землю автоматической станцией 2Ф отодвигалась на более поздний срок.

5.7.2. АМС «Фобос» 1Ф

«Фобос» 1Ф (184Ф) – АМС для исследования околомарсианского пространства, Марса и спутника Марса Фобоса, разработанная на базе платформы УМВЛ. Позже в объем задач, решаемых АМС, были добавлены исследования Солнца во время перелета Земля-Марс, в связи с чем АМС иногда обозначалась как **1ФС** (Фобос-Солнце).

Основным силовым элементом конструкции космического аппарата является герметичный приборный отсек тороидальной формы, в котором размещены основные служебные системы. На нем установлен второй герметичный отсек – цилиндрической формы, где размещены электронные блоки комплекса научной аппаратуры. Вне гермоотсеков к корпусу аппарата крепятся оптические приборы, радиолокаторы, антенны, панели солнечных батарей, датчики научных приборов, шар-баллоны двигательной установки, двигатели.

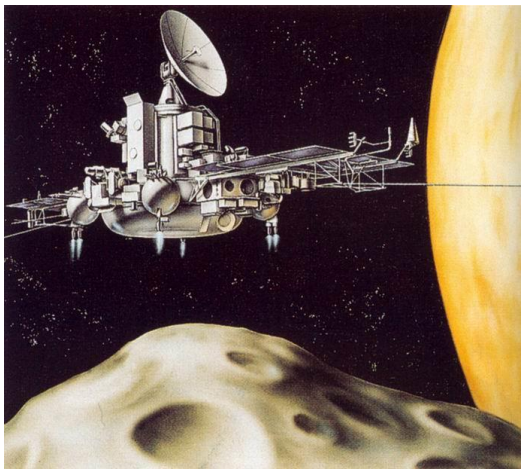


Рис. 3.91. АМС 1Ф «Фобос-2» на орбите спутника Марса

Научное оборудование, установленное на орбитальном блоке:

- видеоспектрометрическая система;
- инфракрасный спектрометр;
- гамма-эмиссионный спектрометр;
- нейтронный детектор;
- радарная система;
- лазерный масс-спектральный анализатор;
- масс-анализатор вторичных ионов;
- оптико-радиационный спектрометр;
- приборы для изучения межпланетной плазмы:
  - магнитометры;
  - плазменно-волновой анализатор;
  - сканирующий масс-спектрометр;
  - масс-спектрометр;
  - спектрометр протонов и альфа-частиц;
  - ионно-электронный спектрометр;
  - спектрометр заряженных частиц;
- приборы для исследования солнечного излучения:
  - солнечный фотометр;
  - солнечный телескоп/коронограф;
  - рентгеновский фотометр;
  - ультразвуковой спектрометр;
  - гамма-спектрометры.

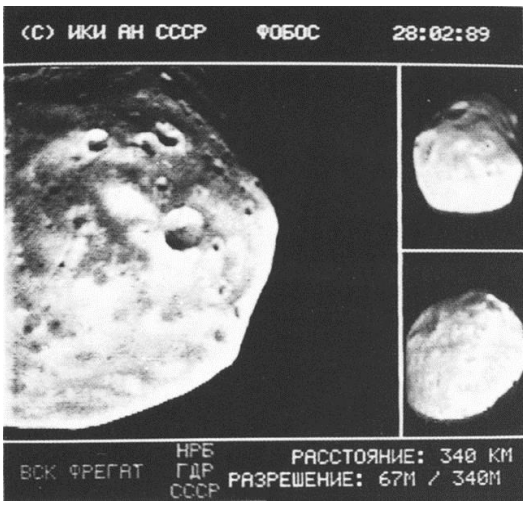


Рис. 3.92. Изображение Фобоса, полученное АМС «Фобос-2» с расстояния 340 км

В задачи АМС входило как фотографирование Марса и Фобоса с различных расстояний, так и доставка посадочных аппаратов на поверхность Фобоса, а также изучение его рельефа, поверхностной структуры и электрофизических характеристик грунта методом

радиозондирования и воздействия лазерным лучом и плазменным потоком. Для проведения этих экспериментов планировалось приближение АМС к Фобосу до расстояния нескольких десятков метров. Первоначально планировалось на АМС 1Ф испытать устройство дистанционного забора грунта, предназначенное для работы на АМС 2Ф, но после прекращения работ по АМС 2Ф от этого отказались.

АМС должна была доставить на Фобос два посадочных аппарата: ДАС (долгоживущая автономная станция) и автономный зонд «Шар».

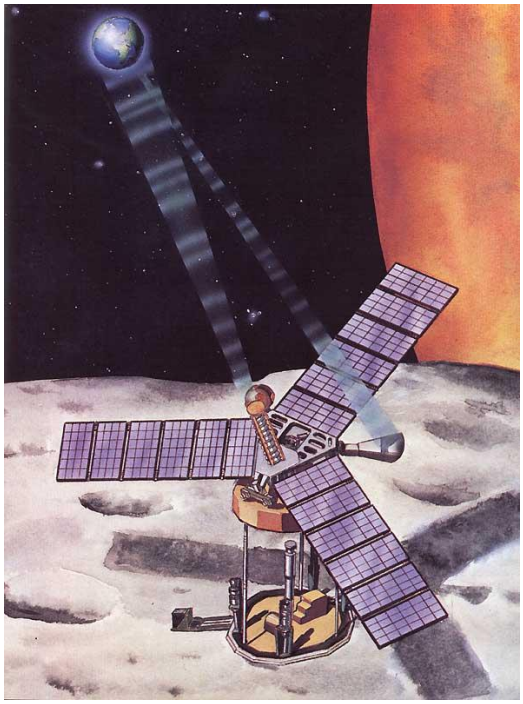


Рис. 3.93. ДАС на Фобосе

ДАС при контакте с поверхностью фиксируется с помощью якоря-гарпуна, заглубляемого подрывом пиротехнического заряда. Затем раскрываются элементы конструкции ДАС, панели солнечных батарей, датчики научной аппаратуры.

Состав научной аппаратуры ДАС:

- система «Либрация» для исследования внутреннего распределения масс Фобоса;
- система «Альфа» для исследования элементного состава поверхностного слоя Фобоса;
- блок «Сейсмика» для исследования внутренней структуры Фобоса и уточнения его массы;
- акселерометр «Разрез» для исследования вертикального разреза поверхностного слоя Фобоса;
- две телекамеры TV1 и TV2 MICAM-R для получения черно-белого панорамного изображения поверхности Фобоса вокруг станции;

Зонд «Шар» (название ВНИИТрансМаш, разработчика зонда, – ПрОП-Ф), отделившись от основного блока АМС и совершив посадку, должен был выпустить специальные устройства ориентирования. Проведя цикл измерений физико-механических свойств грунта, зонд должен был совершить «прыжок» с помощью устройства отталкивания, после чего провести исследования грунта на новом месте. Расчетная дальность прыжка – 20 м, расчетное количество прыжков – 10.

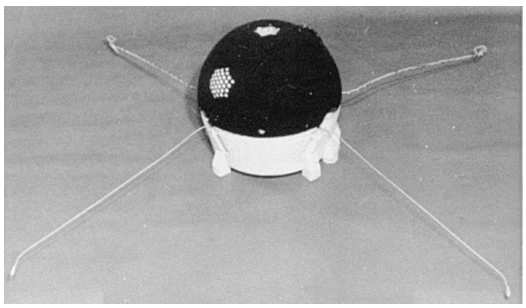


Рис. 3.94. Зонд «Шар»

Состав научной аппаратуры зонда:

- рентгеновский спектрометр;
- магнитометр;
- гравиметр;
- термочувствительный элемент;
- блок акселерометров;
- измеритель электропроводности почвы;
- динамический пенетрометр.

Масса зонда «Шар» – 45 кг, расчетное время работы – 3 часа.

Масса АМС 1Ф при старте с орбиты ИСЗ – около 6 200 кг, на орбите ИСМ – около 2 600 кг.

Ракета-носитель – 8К82К «Протон» с разгонным блоком «Д» 11С824Ф.

При разработке эскизного проекта (1980 год) предлагалось произвести запуск двух АМС 1Ф уже в 1984 году. В связи с загруженностью НПО им. С.А. Лавочкина работами по АМС 4В2, 5ВК и 1А, сроки запуска были перенесены сначала на 1986 год, а затем на 1988 год.

В июле 1988 года были запущены две АМС 1Ф – «Фобос-1» и «Фобос-2».

02.09.88 г. связь с АМС «Фобос-1» была потеряна. Установленная причина – ошибка в выданной с Земли команде, приведшая к выключению системы ориентации. Следствием этого явилась невозможность подзарядки бортовых аккумуляторов от солнечных батарей, неработоспособность всей бортовой аппаратуры и потеря связи.

АМС «Фобос-2» в конце января 1989 года достигла окрестностей Марса, вышла на заданную орбиту ИСМ и в течение двух месяцев проводила исследование Марса и околомарсианского пространства. 27.03.89 г. связь с АМС прекратилась перед началом эксперимента по десантированию посадочных аппаратов, когда АМС находилась на расстоянии 50 м от поверхности Фобоса.

Табл. 3.17. Запуски АМС 1Ф «Фобос»

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Фобос-1	1Ф №101	6 220	07.07.88	Изучение Марса и Фобоса с орбиты ИСМ. Доставка зондов на Фобос.	02.09.88 г. связь с АМС была потеряна.
2	Фобос-2	1Ф №102	6 220	12.07.88	Изучение Марса и Фобоса с орбиты ИСМ. Доставка зондов на Фобос.	АМС вышла на орбиту ИСМ 29.01.89 г. Начальная орбита: наклонение 1,0 град.; высота 850 х 79 750 км. Связь с АМС прервалась 27.03.89 г.

5.7.3. Проект «Фобос» 2Ф

«Фобос» 2Ф (186Ф) – проект АМС для доставки на Землю с Фобоса проб грунта. АМС 2Ф является модификацией АМС «Фобос» 1Ф. Основное отличие – установка вместо отсека научной аппаратуры возвратной ракеты массой 350 кг. Забор грунта после сближения с Фобосом должен был производиться с высоты 20 м при помощи специального дистанционного устройства. Общая продолжительность экспедиции должна была составить 3 года.

В «Основных принципах построения 184Ф» предусматривался запуск двух АМС «Фобос» 2Ф в 1986 году. После утвержденного в 1983 году переноса запуска АМС 1Ф на 1988 год и отмены испытаний гарпунного устройства забора грунта в полете АМС 1Ф, срок запуска АМС 2Ф был передвинут на 1994 год, фактически же работы по проекту 2Ф не начинались.

Попытка решить задачу доставки грунта Фобоса на Землю была предпринята позже в проекте «Фобос-грунт» (п. 5.12).

5.8. Проекты 6М, 7М и 8М (1984 г.)

Программой исследования космического пространства на 1986-2000 годы, разработанной НПО им. С.А. Лавочкина в 1984 году, было предусмотрено осуществление следующих марсианских экспедиций (после проектов «Фобос» 1Ф и 2Ф):

6М – АМС на базе универсальной платформы УМВЛ, предназначенная для исследований Марса с круговой орбиты ИСМ высотой 500 км[1]. Предлагалось произвести запуск двух АМС в 1997 году. Каждая АМС должна была доставить на Марс от трех до шести зондов-пенетраторов.

7М – АМС на базе универсальной платформы УМВЛ для доставки на поверхность Марса самоходной станции – марсохода массой 850 кг. Запуск двух АМС с марсоходами планировался на 1999 год.

8М – программа доставки марсианского грунта. Предполагалось разработать на базе универсальной платформы УМВЛ два варианта АМС, **8МП** и **8МС**. АМС 8МП должна была обеспечить доставку на Марс марсохода и взлетной ракеты. Марсоход должен был произвести сбор образцов грунта и перегрузить их в капсулу взлетной ракеты. Взлетная ракета должна была состыковаться на орбите Марса с АМС 8МС, а та, в свою очередь, получив капсулу с образцами грунта, должна была

[1] Проект 6М 1977 года предусматривал доставку на поверхность Марса двух марсоходов (п. 5.5).

доставить ее на Землю. Программой 1984 года осуществление такой экспедиции планировалось после 2000 года.

5.9. Проект «Планета Ф»

Проект «Планета Ф» предусматривал создание и запуск в 1988 году АМС для исследования Марса и Фобоса. Через 6-8 месяцев после старта АМС должна была выйти на орбиту спутника Марса высотой 300 х 10 000 км, а после 6-10 витков перейти на орбиту Фобоса. Программой предусматривался пролет около Фобоса на расстоянии около 50 м, во время которого планировалось использовать «активные» методы исследования материала Фобоса. В частности, в 1985 году велись переговоры с CNES о возможности установки на АМС «Планета Ф» французской протонной «пушки», а также франко-германской лазерной «пушки», которые позволили бы изучить состав грунта Фобоса. После пролета Фобоса АМС должна была в течение шести месяцев выполнять исследование Марса.

Проект не был реализован.

5.10. Программа «МС-92 / М1»

5.10.1. Проект М1 1987 года

В 1987 году в НПО им. С.А. Лавочкина были подготовлены технические предложения по разработке космического комплекса «МС-92» для запуска к Марсу в 1992 году. Название программы означало «Марс-Солнце – 92 год» и отражало комплексность решаемых задач – исследования не только Марса, но и солнечного излучения, как во время перелета до Марса, так и в период работы на околомарсианской орбите.

Технические предложения 1987 года предусматривали создание АМС М1, состоящей из орбитального блока и посадочного аппарата.

Орбитальный блок должен был выходить на эллиптическую орбиту искусственного спутника Марса с периодом обращения 7 часов.

Посадочный аппарат должен был доставить на Марс самоходную исследовательскую лабораторию – марсоход «Мир», аэростатный зонд объемом 6 000 м^3 и зонд-пенетратор.

Проектная масса марсохода – 240 кг, масса аэростатного зонда – 120 кг, зонда-пенетратора – 55 кг.

Предлагалось изготовить и запустить две одинаковых АМС М1.

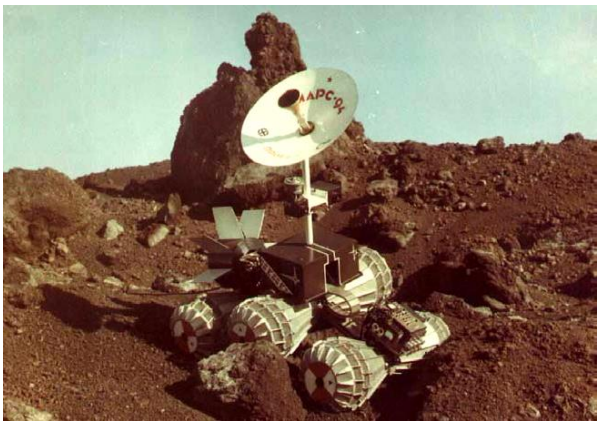


Рис. 3.95. Марсоход «Мир» для АМС М1

5.10.2. Проект М1 1988 года

В 1988 году проект претерпел ряд изменений. Доставка зондов-пенетраторов была отменена. Для аэростатного зонда было предложено кроме приборов, помещаемых в подвесную гондолу, провести исследования поверхности Марса «контактным» способом, для чего с гондолы должен был быть опущен гайдроп, который волочился бы по поверхности планеты.

Масса марсохода по уточненному проекту составила 350 кг, масса аэростатного зонда – 200 кг, в том числе масса гондолы с приборами – 48 кг.

Срок запуска двух АМС М1 был перенесен на 1994 год.

5.10.3. Проект М1/М2/М3 1989 года

В 1989 году проект марсианского комплекса был переработан в очередной раз. Задачи орбитального исследования и доставки марсохода разделились на самостоятельные подпрограммы. Кроме того, в общий проект была добавлена и новая задача – доставка на Землю марсианского грунта.

Таким образом, проект разделился на три части:

- М1 – доставка на Марс небольших модулей и исследования с орбиты – 1994 год;
- М2 – доставка на Марс марсохода – 1996 год;
- М3 – доставка на Землю марсианского грунта – 1998 год.

5.10.3.1. М1 (Марс-94 / 96)

Проект М1 1989 года предусматривал создание и запуск АМС для исследования Марса с орбиты искусственного спутника. В задачи АМС входила также доставка следующих модулей:

- аэростатный зонд ПАС (плавающая аэростатная станция) с гондолой массой 57,5 кг;
- две малые автономные станции МАС массой по 20 кг;
- зонд-пенетратор массой 60 кг.

Планировалось в 1994 году запустить две одинаковые АМС М1.

В 1990 году плавающая аэростатная станция была удалена из проекта АМС «М1» и перенесена в проект М2, вместо этого в М1 был добавлен второй зонд-пенетратор.

Количество АМС, получивших условное наименование «Марс-94» было сокращено до одной.

Позднее запуск был перенесен на 1996 год, и АМС была переименована в «Марс-96».

Конструкция АМС М1 базировалась на платформе УМВЛ. АМС несла две малых автономных станции (МАС) и два пенетратора для достижения поверхности Марса.

Рис. 3.96. АМС М1 («Марс-96»)

Основной модуль АМС должен был выйти на орбиту ИСМ. Масса АМС – 6 825 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры 1 168 кг (включая МАСы и пенетраторы). Габаритные размеры станции: высота – 3,5 м, ширина – 3,7 м, размах по панелям СБ – 11,5 м. Ракета-носитель – «Протон» 8К82К с разгонным блоком Д 11С824Ф. Расчетное время работы орбитального блока на орбите ИСМ – один год.

На орбитальном блоке была установлена следующая научная аппаратура, созданная в кооперации стран-участниц проекта «Марс-96»:

- энерго-масс-анализатор ионов и детектор нейтральных частиц;
- быстрый всенаправленный энерго-масс-анализатор ионов;
- всенаправленный ионосферный энерго-масс-спектрометр;
- спектрометры ионосферной плазмы;
- спектрометр заряженных частиц и магнитометр;
- волновой комплекс;
- спектрометр энергичных заряженных частиц;
- спектрометры гамма-всплесков;
- фотометр звездных осцилляций;
- спектрометр солнечных осцилляций;

- радиационно-дозиметрический комплекс;
- стереоскопическая телекамера высокого разрешения;
- широкоугольная стереоскопическая телекамера;
- картирующий спектрометр видимого и ИК-диапазона;
- картирующий радиометр;
- картирующий спектрофотометр;
- многоканальный оптический спектрометр;
- ультрафиолетовый спектрофотометр;
- длинноволновый радар;
- нейтронный спектрометр;
- планетный Фурье-спектрометр ИК-диапазона;
- гамма-спектрометр;
- квадрупольный масс-спектрометр.

МАС (малая автономная станция) представляет собой автономный спускаемый аппарат, оборудованный системами и устройствами, обеспечивающими его движение после отделения от орбитального аппарата, мягкую посадку на поверхность планеты, проведение научных исследований и передачу научной информации на орбитальный аппарат для ее ретрансляции на Землю.

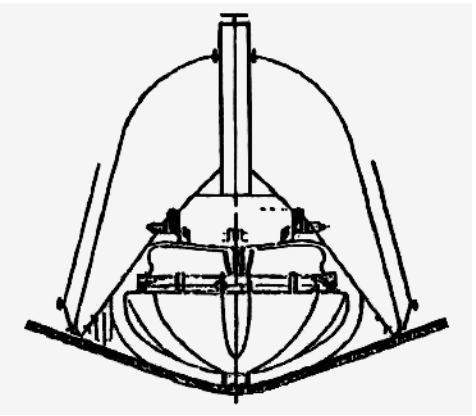


Рис. 3.97. МАС в контейнере

Научные приборы, установленные на МАС:

- метеокомплекс:
  - температурные датчики;
  - датчик абсолютного давления;
  - датчик относительной влажности;
  - датчик оптической плотности и ионный анемометр;
- метеокомплекс для получения вертикального разреза атмосферных данных на спуске:
  - акселерометр;
  - датчики давления и температуры;
- альфа-протонный и рентгеновский спектрометр;
- сейсмометр, магнитометр и инклинометр;
- панорамная телекамера;
- десантная телекамера;
- прибор для исследования окислительной активности марсианского грунта и атмосферы.

При запуске станции и перелете к Марсу МАСы размещены в специальных контейнерах. Внутри контейнера установлен пружинный толкатель для отделения МАС от аппарата.

МАС состоит из посадочного модуля с научной аппаратурой, аэродинамического экрана, надувного амортизирующего устройства и парашютной системы. Номинальная масса одной МАС – 86 кг, масса посадочного модуля – 30,6 кг, масса полезной нагрузки – 12 кг, в т.ч. научная аппаратура – 7 кг. МАС имеют сферический корпус диаметром 1,4 м и высотой 1,0 м. Аэродинамический теплозащитный экран имеет диаметр 1,4 м. Площадь купола основного парашюта МАС – 50 м^2. Парашютная система обеспечивает скорость соударения МАС при посадке не более 26 м/сек и перегрузку до 200 единиц. Надувное амортизирующее устройство имеет диаметр 1,6 м. Корпус посадочного модуля МАС имеет форму полусферы диаметром 650-700 мм. На нем установлены четыре лепестка, раскрывающиеся после посадки и сброса надувного амортизирующего устройства. Лепестки при раскрытии обеспечивают горизонтальную ориентацию МАС. На них закреплены выносные штанги датчиков некоторых приборов Размер МАС по лепесткам после посадки – 1,3 м. Обеспечение аппаратуры МАС электроэнергией осуществляется двумя радиоизотопными термоэлектрическими генераторами, работающих на плутонии-238. Время активной работы

генераторов составляет 10 лет Расчетное время работы МАС на поверхности Марса, ограничиваемое ресурсом буферных аккумуляторов, составляет 700 земных суток.

Схема посадки МАС – комбинированная. За 4-5 суток до подлета к Марсу после ориентации космического аппарата производится отделение МАС, после чего проводится третья коррекция полета АМС для перевода с траектории попадания на траекторию для выхода на орбиту ИСМ. После входа в атмосферу Марса со скоростью 5,75 км/с под углом 10,5-20,5°, МАСы сначала тормозятся с помощью аэродинамического экрана, а после его отделения раскрывается парашют, и производится наполнение газом надувного амортизационного устройства (НАУ). МАС вывешивается на фале длиной 130 м, чтобы парашют ее не накрыл. На НАУ расположена десантная телекамера, которая работает на этапе парашютирования и разбивается при посадке. При касании посадочного модуля о поверхность производится отстрел парашюта, а НАУ обеспечивает мягкую посадку МАС. После этого отделяются баллоны НАУ, раскрываются "лепестки" посадочного модуля и выдвигаются штанги научной аппаратуры.

Для посадки МАС были определены районы с координатами :

- 37° с.ш., 162° з.д. (в районе посадки одного из пенетраторов)
- 33° с.ш., 169° з.д.

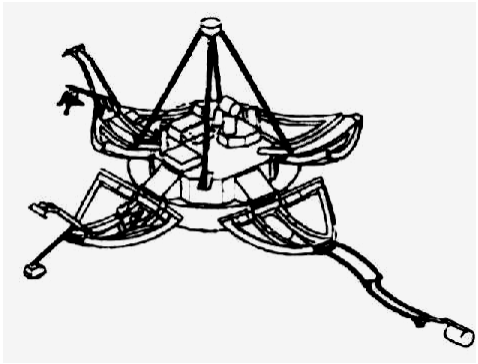
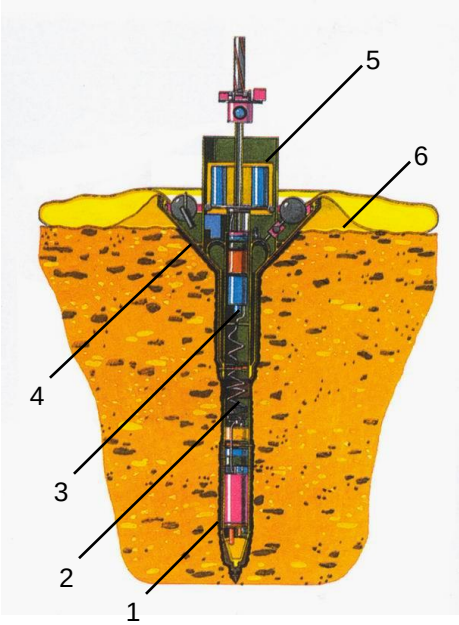


Рис. 3.98. МАС после посадки на Марс

Пенетратор представляет собой автономный спускаемый аппарат, оборудованный системами и устройствами, обеспечивающими его движение после отделения от орбитального аппарата, внедрение в породу, проведение научных исследований и передачу научной информации на орбитальный аппарат для ее ретрансляции на Землю. Это новый тип исследовательских зондов, рассчитанных на изучение как поверхности Марса, так и его недр, для чего часть зонда углубляется в грунт за счет кинетической энергии движения.

Конструктивно пенетратор состоит из двух основных частей: внедряемой носовой части, проникающей на глубину 4-6 м, и хвостовой части, остающейся в поверхностном слое грунта. Обе эти части соединяются с помощью кабель-троса. Общая длина пенетратора до входа в грунт составляет 2,1 м. В хвостовой части расположен комплекс научных приборов, служебная аппаратура и устройства, обеспечивающие движение зонда в атмосфере и функционирование его на поверхности планеты Хвостовая часть имеет форму цилиндра диаметром 170 мм. Вверху цилиндр переходит в конус диаметром 800 мм. После внедрения зонда хвостовая часть заглубляется в породу таким образом, что над поверхностью остается только конус. Во внедряемой части также расположена научная и служебная аппаратура. Внедряемая часть имеет форму цилиндра диаметром 120-140 мм с конической носовой частью. К конусу хвостовой части через цилиндрическую обечайку крепится крышка с установленными на ней четырьмя твердотопливными двигателями, которые обеспечивают заданный импульс скорости для схода с орбиты ИСМ. Под крышкой находится приборная рама с научной и служебной аппаратурой. Внутри приборной рамы установлена выдвижная штанга с антенной, телекамерой и метеокомплексом. Между конусом хвостовой части и цилиндрической обечайкой размещена оболочка надувного тормозного устройства.



1 – внедряемая часть
2 – кабель-трос
3 – хвостовая часть
4 – конус
5 – приборная рама
6 – надувное тормозное устройство

Рис. 3.99. Пенетратор АМС «Марс 96»

Состав научных приборов пенетратора:

- телекамера;
- гамма-спектрометр;
- метеокомплекс;
- магнитометр;
- термозонд;
- рентгеновский спектрометр;
- нейтронный детектор;
- альфа-р-спектрометр;
- сейсмометр;
- акселерометр.

Масса пенетратора 123 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры – 4,5 кг.

Пенетраторы отстреливаются от орбитального аппарата в апоцентре орбиты при соответствующей ориентации АМС. При отстреле производится закрутка пенетратора вокруг продольной оси для поддержания заданной ориентации и стабилизации его движения. После маневра ухода орбитального аппарата на пенетраторе последовательно включаются тормозные твердотопливные двигатели, переводящие его на траекторию спуска.

Перед входом в атмосферу производится отстрел крышки с твердотопливными двигателями и наполнение газом надувного тормозного устройства, которое обеспечивает торможение зонда в атмосфере. Скорость входа пенетратора в атмосферу – 4,6-4,9 км/сек, угол входа – 12°, скорость соударения о поверхность – 70-80 м/сек, перегрузка при ударе – до 500 единиц. Торможение в атмосфере производится с помощью надувной оболочки. При соударении с поверхностью планеты срабатывает система амортизации, заполняя газом полость в хвостовой части пенетратора и, тем самым, обеспечивая уменьшение перегрузок на аппаратуру до безопасного уровня. В момент внедрения зонда в грунт происходит отделение внедряемой части, проникающий в грунт на 4-6 м, от хвостовой, остающейся в поверхностном слое грунта.

Предполагаемые районы посадки пенетраторов:

- 36° N и 161° W (в районе посадки одной из малых станций)
- 36° N и 125° W.

Расчетная длительность работы пенетратора – 1 год.

Была изготовлена одна АМС типа М1. Запуск был произведен 16.11.96 г., АМС с блоком Д была выведена на промежуточную орбиту ИСЗ, но из-за сбоя в работе системы управления двигательная установка блока Д выключилась сразу после включения, после чего автоматика произвела отделение АМС от блока Д. АМС на третьем витке вошла в плотные слои атмосферы и разрушилась.

Табл. 3.18. Запуск АМС типа М1 («Марс-96»)

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Марс-8 (Марс-96)	М1 № 520	6 825? 6 200?	16.11.96	АМС должна была достичь Марса 12.09.97 г. и выйти на орбиту ИСМ с минимальной высотой 300 км.	Отказ блока Д при довыводе на промежуточную орбиту ИСЗ. АМС отделилась от блока Д и разрушилась в плотных слоях атмосферы на третьем витке.

5.10.3.2. М2 (Марс-98)

Проект АМС «М2» выделился из программы М1 в 1989 году. АМС М2 должна была доставить на поверхность Марса самоходную научную станцию – марсоход, а также аэростатный модуль. Сначала АМС имела обозначение «Марс-96» в соответствии с планируемым годом запуска. После переноса запуска АМС М1 на 1996 год запуск АМС М2 был перенесен на 1998 год, и проект АМС был переименован в «Марс-98».

Конструктивно АМС состоит из перелетного блока и посадочного аппарата. Посадочный аппарат несет марсоход, пенетратор и аэростатный модуль. При подлете к Марсу сначала сбрасывается пенетратор, затем посадочный аппарат отделяется и входит в атмосферу Марса. После аэродинамического торможения и сброса теплозащитного экрана от посадочного аппарата отделяется аэростатный модуль, который с помощью парашютной системы тормозится до безопасной скорости. При достижении заданной высоты производится наполнение аэростата гелием, и модуль начинает работу, дрейфуя в атмосфере Марса.

Рис. 3.100. Прототип АМС «Марсоход-1»

Посадочный аппарат совершает парашютный спуск и посадку, после чего марсоход съезжает на грунт и начинает работу по программе.

Марсоход, условно названный «Марсоход-1», разработан на базе конструкции марсохода «Мир». «Марсоход-1» имеет шестиколесное шасси с отдельными электродвигателями на каждом колесе. Для колес выбрана коническая форма, что должно позволить марсоходу использовать их для прокапывания канавок в марсианском грунте. Скорость марсохода – до 17 см/с. Марсоход оборудован также манипулятором длиной 90 см. Габариты марсохода: длина 1,85 м, ширина 1,2 м, высота 1 м (без выдвижных штанг). Диаметр колес – 51 см. Масса марсохода – 180-200 кг.

Прототип марсохода был построен и прошел испытания на различных грунтах на Камчатке, в пустыне Мохава (США), в Тулузе (Франция).

Масса посадочного модуля с теплозащитным экраном 600 кг.

Проект АМС М2 детально не был проработан (кроме прототипа марсохода), а после неудачного пуска АМС М1 все работы по проектам М1, М2 и М3 были прекращены.

5.10.3.3. М3 (Марс-2001)

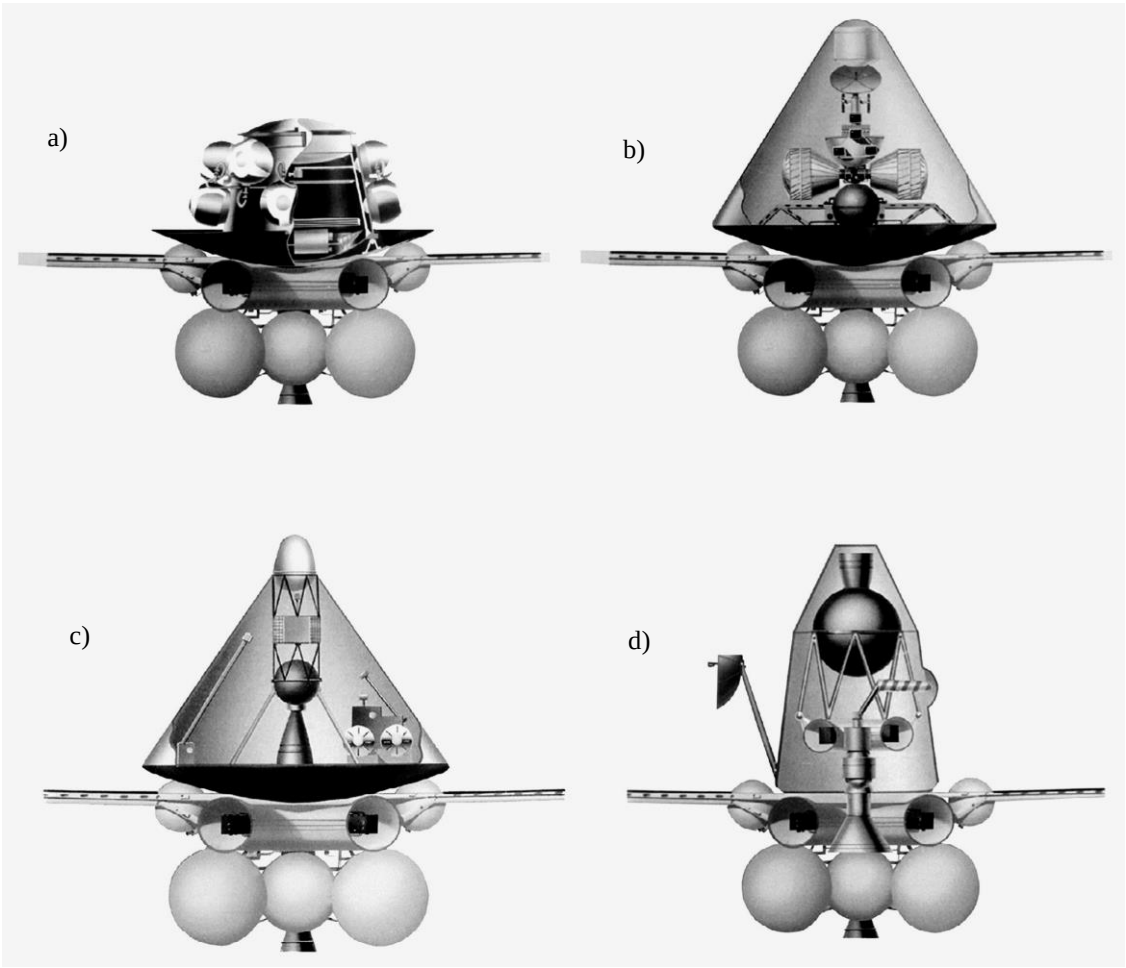
Проект М3 появился в планах НПО им. С.А. Лавочкина в 1989 году, как логическое развитие проектов М1 и М2. Автоматический комплекс М3 должен был решать задачу доставки образцов марсианского грунта на Землю.

По замыслу, комплекс состоял из двух АМС, одна из которых – «М3-1», – осуществляла мягкую посадку на Марс и доставляла на поверхность Марса взлетную ракету с возвращаемой капсулой, а вторая АМС – «М3-2», – выводила на околомарсианскую орбиту возвратную ракету, состоящую из разгонного блока и спускаемого аппарата.

В оборудование посадочного комплекса АМС «М3-1» должны были входить также механизм забора грунта и мини-марсоход. Образцы грунта, выбранные с помощью мини-марсохода, должны были механизмом забора загружаться в возвращаемую капсулу взлетной ракеты, которая затем должна была доставить капсулу на орбиту ИСМ.

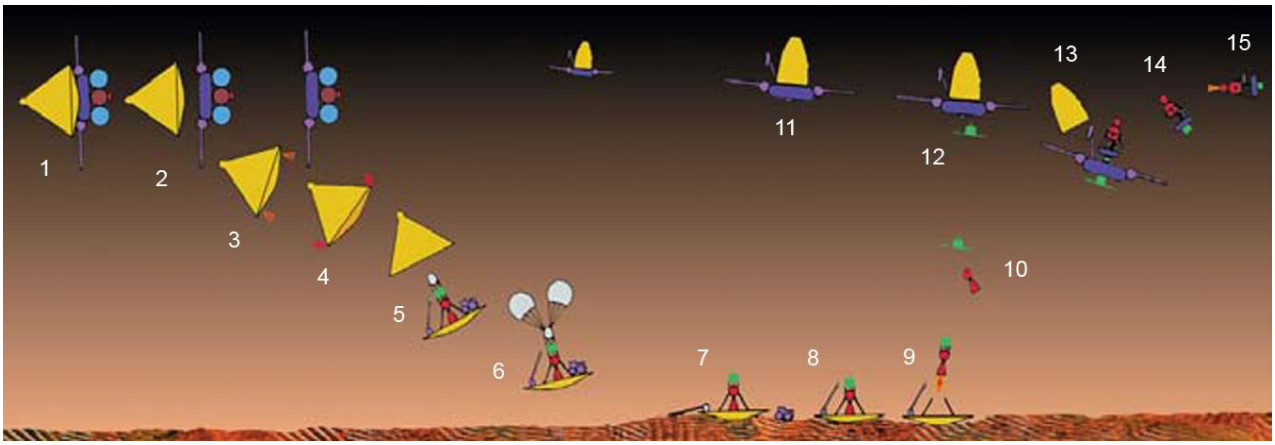
На орбите капсула должна была стыковаться с АМС «М3-2», после чего образцы должны были быть перегружены в спускаемый аппарат возвратной ракеты. После завершения операции перезагрузки возвратная ракета должна была стартовать и направить спускаемый аппарат на траекторию возвращения к Земле.

Проект М3 детально не прорабатывался.



a – АМС М1 (Марс-94) с аэростатной станцией
b – АМС М2 (Марс-98) с тяжелым марсоходом
c – АМС «М3-1» (Марс-2001) с возвращаемой капсулой и мини-марсоходом
d – АМС «М3-2» (Марс-2001) с разгонным блоком

Рис. 3.101. Проекты АМС М1, М2 и М3



1 – АМС «М3-1»
2 – отделение посадочного блока
3 – сход с орбиты
4 – торможение в атмосфере
5 – отделение теплозащитного экрана
6 – парашютно-реактивная посадка
7 – забор образцов грунта
8 – загрузка образцов в возвращаемую капсулу
9 – старт ракеты с капсулой
10 – отделение капсулы
11 – АМС «М3-2»
12 – стыковка капсулы с АМС «М3-2»
13 – перегрузка грунта в СА АМС «М3-2»
14 – отделение возвратной ракеты
15 – старт возвратной ракеты к Земле

Рис. 3.102. Схема полета комплекса АМС М3 (Марс-2001)

5.11. Марсоход-2

5.11.1. Проект М1М

После аварийного запуска АМС «Марс-96» и закрытия проекта М1/М2/М3 в НПО им. С.А. Лавочкина были начаты работы по созданию АМС М1М для доставки на Марс марсохода, получившего неофициальное название «Марсоход-2». В связи с требованием РКА использовать более дешевую РН типа «Союз» вместо дорогой РН «Протон», проект марсохода был переработан с целью снижения массы.

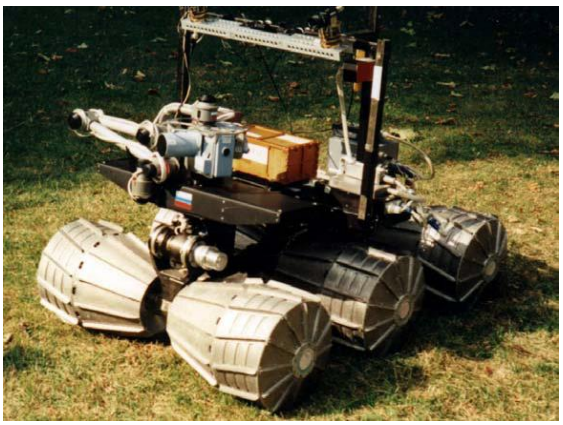


Рис. 3.103. АМС «Марсоход-2»

Конструкция шасси «Марсохода-2» аналогична шасси «Марсохода-1», но имеет меньшие габариты. Диаметр колес составляет 35 см, высота (без мачты) – 75 см. Масса «Марсохода-2» – 70 кг.

АМС М1М должна была состоять из траекторного модуля и посадочного аппарата с марсоходом. Запуск АМС планировался на 2001 год. Для запуска АМС должна была использоваться РН 8К78М «Молния-М».

В течение 1997 года проект М1М прорабатывался параллельно с российско-американским проектом «На Марс – вместе», основное отличие которого заключалось лишь в том, что траекторный блок должна была изготовить американская сторона.

Работы были прекращены в 1998 году.

5.11.2. Программа «На Марс – вместе»

Программа «На Марс – вместе» («Mars Together») появилась на свет в июне 1994 года, как один из шагов по реализации подписанного Россией и США в июне 1992 года «Соглашения о сотрудничестве в области освоения и использования космического пространства в мирных целях». Начальные предложения включали запуски в 1998 и 2001 годах совместно разработанных АМС для исследования Марса.

В 1997 году в качестве совместной разработки по программе «На Марс – вместе» был предложен проект доставки на Марс в 2001 году российского посадочного модуля с АМС «Марсоход-2». На марсоходе должны были устанавливаться две цветные и две черно-белые телекамеры, манипулятор. В разработке научных приборов для марсохода должны были принять участие ученые России, США, Германии, Венгрии, Франции и Финляндии.

Скорость движения марсохода – около 15 см/с, суточный путь – до 200 м. Расчетный запас хода – 100 км. Расчетная длительность работы на Марсе – не менее 1 года. Масса посадочного модуля – 320 кг, марсохода – около 95 кг, в т.ч. 12 кг научной аппаратуры.

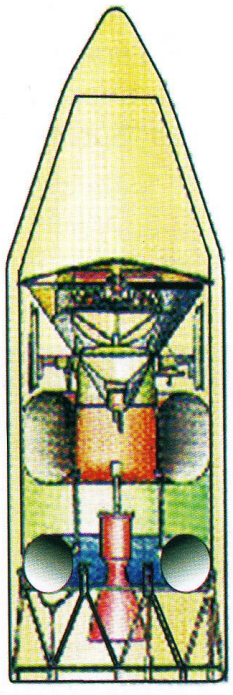


Рис. 3.104. АМС «Mars Together» в головном блоке РН

Американская сторона должна была разработать траекторный блок, который обеспечивал бы доставку посадочного модуля к Марсу и его вход в атмосферу по заданной траектории, без выхода на орбиту искусственного спутника. Траекторный блок должен был создаваться на базе АМС «Mars Surveyor 98» («Mars Polar Lander»).

Запуск одной АМС планировалось выполнить в 2001 году с помощью РН 8К78М «Молния-М».

Работы по проекту продвигались очень медленно, т.к. финансирование этой работы, как и других космических проектов, велось в очень ограниченном объеме. Об отношении NASA к совместному проекту говорит тот факт, что NASA продолжала автономные работы для запуска в том же 2001 году АМС «Mars Surveyor 2001 Lander» с марсоходом «Athena», аналогичной по задачам АМС «Mars Together». Иначе говоря, руководство NASA реально оценивало возможности России в тот период.

Работы по программе «На Марс – вместе» были практически прекращены уже в конце 1997 года.

5.11.3. Проект мини-АМС

В марте 1996 года Р. Сагдеев, бывший директор Института космических исследований РФ (ИКИ) сообщил, что российские специалисты разрабатывают проект мини-АМС для исследования спутников Марса Фобоса и Деймоса. Мини-АМС может быть доставлена к Марсу в качестве отделяемого модуля на американской АМС «Mars Surveyor 2001» или «Mars Surveyor 2003». После отделения мини-АМС, используя плазменную ДУ, совершит облет и исследование Деймоса, а затем выполнит посадку на поверхность Фобоса.

5.11.4. Проект доставки «Марсохода» (2005 г.)

В 2005 году НПО им. С.А. Лавочкина в очередной раз выступило с предложением по доставке на Марс АМС типа «марсоход». По предложенному проекту на Марс в 2011 г. должен быть доставлен «Марсоход», аналогичный «Марсоходу-1» разрабатывавшемуся ранее по проекту «М2». Спуск и посадка должна выполняться на парашютах с использованием надувных баллонов-амортизаторов. «Марсоход» должен был проработать на Марсе не менее года в радиусе 30-40 км от места посадки. Расчетная дальность передвижения «Марсохода» – 100 км при средней скорости 0,15 м/с и длительности движения 4 часа в сутки.

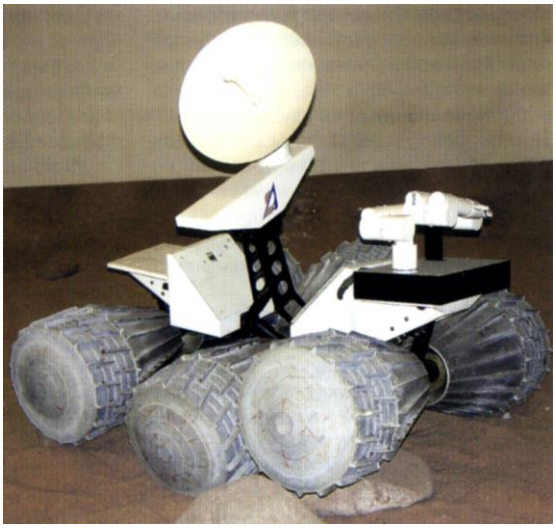


Рис. 3.105. Макет «Марсохода»

5.12. Проект «Фобос-Грунт»

После бесславной кончины проекта М1, вслед за которым в случае его успеха могли бы последовать проекты М2 и М3, в российских планах марсианских исследований образовалась пустота. Для заполнения этой пустоты был извлечен из забвения проект 2Ф – АМС для доставки на Землю проб грунта с Фобоса. Еще в 1983 году срок реализации этого проекта был определен 1994 годом. Начиная с 1997 года этому проекту была дана вторая жизнь, хотя это также потребовало создания нескольких промежуточных проектов.

5.12.1. Проект «Марс-2001»

В начале 1997 года Межведомственная экспертная комиссия по космосу при РАН предложила создать АМС для исследования Марса, условно названную «Марс-2001». АМС должна была решать комплекс задач:

- доставка малого посадочного модуля;
- изучение Марса с орбиты искусственного спутника;
- мягкая посадка на Фобос;
- доставка на Землю образцов грунта Фобоса.

АМС должна была иметь электрореактивные двигатели. Масса конструкции АМС «Марс-2001» около 1 т. Запуск АМС предлагалось осуществить в 2001 году с помощью РН «Молния-М» или «Союз-2 – Фрегат». Длительность перелета Земля-Марс – 550 суток.

5.12.2. Рождение проекта «Фобос-Грунт»

В 1997 году, после неудачного запуска АМС «Марс-8» («Марс-96»), Институт космических исследований (ИКИ) и Институт геохимии и аналитической химии им. Вернадского (ГЕОХИ) предложили на рассмотрение Совету РАН по космосу три темы для проведения НИР по разработке АМС:

- «Луна-Глоб» – исследования Луны (запуск в 1999 году);
- «Марс-Астер» – доставка на Марс марсохода и пенетраторов (2001 год, в рамках программы «На Марс – вместе»);
- «Фобос-Грунт» – доставка грунта Фобоса (запуск АМС в 2003 году).

Все АМС должны были создаваться на единой платформе, использовать электрореактивные двигатели и запускаться РН среднего класса.

Испытания универсальной платформы предлагалось провести в 1999 году в запуске на окололунную полярную орбиту АМС «Луна-Глоб». Вместо посадочного модуля и возвратной ракеты, которые предусматривались в составе полностью укомплектованной АМС, для упрощенного лунного варианта предлагалось установить 2-3 пенетратора, разработанных по программе «Марс-96».

После обсуждения Планетная секция Совета РАН по космосу одобрила проект АМС «Луна-Глоб». Проекты «Марс-Астер» и «Фобос-Грунт» было предложено объединить в одной АМС «Марс-Фобос-Грунт» с запуском в 2001 году. АМС должна была доставить на Марс посадочный модуль с марсоходом, а орбитальный модуль, который нес также возвратную ракету, должен был выполнить забор грунта с поверхности Фобоса.

Планетная секция рассмотрела также перспективные продолжения намеченной программы:

- 2004 год – доставка грунта с Луны;
- 2005 год – участие в программе NASA по доставке грунта с Марса;
- 2006 год – доставка лунохода на поверхность Луны;
- 2007 год – создание сети АМС на Марсе (совместно с NASA, проект «InterMarsNet»);
- 2008 год – запуск АМС для доставки грунта с одного из астероидов.

В связи с тяжелейшим положением с финансированием научно-конструкторских работ, Совет РАН по космосу в апреле 1998 года принял решение ограничиться краткосрочным планированием работ и оставить только одну тему из предложенных.

В июне 1998 года на заседании Планетной секции для дальнейшей разработки был выбран проект «Фобос-Грунт», при этом было рекомендовано ограничиться доставкой грунта с Фобоса, перенеся собственно марсианские задачи – доставку марсохода и пенетраторов, – на более позднее время. Запуск АМС «Фобос-Грунт» предлагалось произвести с помощью РН «Союз-2» в 2003 году.

5.12.3. Проект АМС «Фобос-Грунт» 2000 года

Эскизный проект АМС «Фобос-Грунт» был разработан в 2000 году.

Основные задачи проекта «Фобос-Грунт» были сформулированы следующим образом:

- определить происхождение спутников Марса – Фобоса и Деймоса и их отношение к Марсу;
- решить, является ли Фобос захваченным астероидом или телом, имеющим «генетическую» связь с Марсом. Полученные результаты могли бы быть использованы при исследовании спутниковых систем других планет;
- выяснить, каковы физические и химические характеристики спутников Марса, их внутреннее строение, особенности орбитального и собственного вращения;
- доставить на Землю образец реликтового (первичного) вещества, из которого, предположительно, состоит Фобос.

Одновременно ставилась цель провести исследования:

- атмосферы и поверхности Марса;
- околопланетной среды в окрестностях Марса и Фобоса (пылевая и газовая составляющие);
- взаимодействия солнечного ветра с телами Солнечной системы;
- технические исследования (поведение новых систем в длительном полете).

АМС «Фобос-Грунт» состоит из четырех модулей:

- орбитально-перелетный модуль;
- блок сбрасываемых баков;
- модуль электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ);
- взлетная ракета.

В состав орбитально-перелетного модуля входит ДУ, используемая на этапах разгона у Земли, при торможении у Марса и при посадке на Фобос, термостабилизированная платформа со служебным и научным оборудованием и панели солнечных батарей площадью 55-60 м^2, обеспечивающие у Земли полную электрическую мощность 9 кВт.

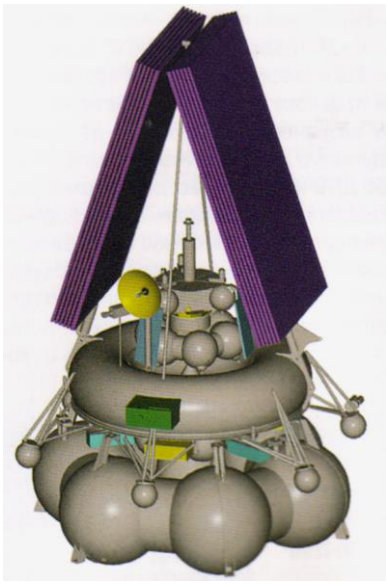


Рис. 3.106. АМС «Фобос-Грунт» (проект 2000 г.) в стартовом положении

Состав научной аппаратуры:

- панорамная ТВ-камера,
- гамма-спектрометр,
- нейтронный детектор,
- хромато-масс-спектрометр,
- сейсмометр,
- температурный анализатор,
- длинноволновый радар,
- фотометр пылевой среды,
- прибор для определения параметров движения Фобоса,

- комплекс плазменных детекторов,
- анализатор космической пыли,
- генератор допплеровских измерений
- навигационная камера,
- радиодальномер,
- плазменно-волновой детектор,
- аппаратура для контроля влияния ЭРДУ на характеристики СБ и конструкционные материалы.

Блок сбрасываемых топливных баков содержит топливо, используемое основной ДУ при разгоне с околоземной орбиты.

Модуль ЭРДУ включает собственно электрореактивную двигательную установку и баки с ксеноном, который является рабочим телом для ЭРДУ. Энергию для своей работы ЭРДУ получает от солнечных батарей орбитально-перелетного модуля. Запас ксенона составляет 425 кг.

Взлетная ракета состоит из двух ракетных ступеней и спускаемого аппарата. Масса взлетной ракеты – 350 кг, в т.ч. масса спускаемого аппарата – 12 кг.

Полная масса АМС при старте составляет 7 250 кг, в момент выхода на гелиоцентрическую орбиту – 2 370 кг.

Схема полета АМС выглядит следующим образом.

Запуск и выведение АМС на околоземную опорную орбиту производится РН «Союз-ФГ». Включением основной ДУ АМС переводится с опорной орбиты на траекторию полета к Марсу. После выработки топлива из блока топливных баков ДУ выключается, а блок топливных баков отбрасывается. Включается ЭРДУ, работающая весь участок перелета до Марса, после чего модуль ЭРДУ также отделяется. Для выхода на околомарсианскую орбиту основная ДУ включается повторно, при этом используется топливо из баков орбитально-перелетного модуля. После выполнения необходимых расчетов орбита АМС корректируется таким образом, чтобы обеспечить сближение с Фобосом при практически совпадающих векторах орбитальных скоростей. Далее, используя ДУ малой тяги, АМС приближается к поверхности Фобоса с конечной скоростью около 0,5 м/с. В непосредственной близости к поверхности с АМС на тросиках выстреливаются несколько «гарпунов», которые заглубляются в грунт. Далее с помощью тросиков АМС подтягивается к поверхности и фиксируется на ней.

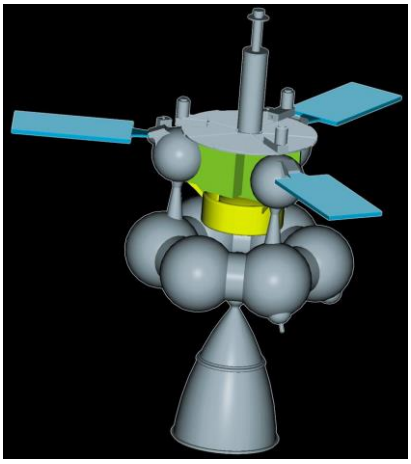


Рис. 3.107. Взлетная ракета АМС «Фобос-Грунт» (проект 2000 г.)

Через некоторое время после посадки включается грунтозаборное устройство, которое переносит и помещает в капсулу, находящуюся в спускаемом аппарате взлетной ракеты, около 170 г грунта Фобоса. Затем грунтозаборное устройство отводится в сторону, а взлетная ракета стартует в сторону Земли.

На этапе перелета выполняются необходимые траекторные измерения и коррекции траектории. Перед входом в атмосферу Земли спускаемый аппарат отделяется и совершает посадку на территории России.

Орбитально-перелетный блок остается на Фобосе и продолжает выполнять программу научных исследований. Расчетное время работы АМС на Фобосе – 3 месяца.

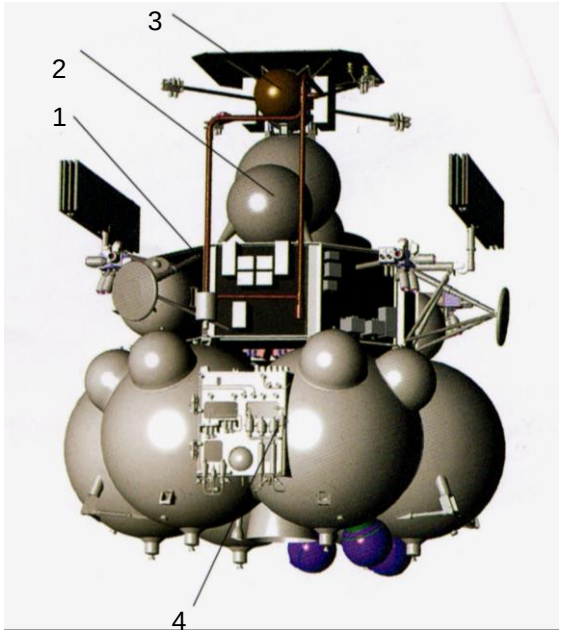
Планировалось старт АМС «Фобос-Грунт» произвести в декабре 2004 г.–июне 2005 г. Длительность полета к Марсу оценивалась в 800 суток, в этом случае возвращение спускаемого аппарата с образцами грунта Фобоса произошло бы в мае-июне 2008 г.

5.12.4. Проект АМС «Фобос-Грунт» 2004 года

К 2004 году проект АМС «Фобос-Грунт» был переработан и изменен.

Основное отличие АМС 2004 года от проекта 2000 года – использование химических ЖРД вместо электрореактивных двигателей.

Конструктивно АМС состоит из разгонного блока, перелетного модуля, взлетной ракеты и возвращаемого аппарата (ВА) с возвращаемой капсулой. Разгонный блок, представляющий собой РБ «Фрегат» без системы управления, служит для довыведения АМС на промежуточную орбиту и для разгона на межпланетную траектории. После окончания работы разгонный блок отделяется. Окончательный доразгон на траекторию перелета выполняется с помощью ДУ перелетного модуля. Управление разгонным блоком ведется бортовым комплексом управления перелетного модуля. После выхода на околомарсианскую орбиту АМС выполняет ряд маневрирований и выходит на квазисинхронную орбиту, имеющую равный с орбитой Фобоса период обращения, но отличающуюся в апоцентре на +50 км, а в перицентре на – 50 км. Таким образом, АМС будет находиться в окрестностях Фобоса на удалении 50-130 км от него, совершая облет Фобоса за один оборот вокруг Марса (7 ч 40 мин). После выполнения подготовительных операций выполняется посадка на трехопорное шасси. Возможно, будет использоваться гарпунный якорь. Непосредственно после посадки приводится в действие бурильное устройство. Возможно, на АМС будет установлен манипулятор для отбора образцов непосредственно с поверхности. Отобранный грунт массой 200…400 г загружается в возвращаемую капсулу. Старт взлетной ракеты состоится через несколько дней после посадки. Перелетный модуль остается на поверхности Фобоса и продолжает вести наблюдения в течение 1 года.



1 – перелетный модуль
2 – взлетная ракета
3 – возвращаемая капсула
4 – разгонный блок

Рис. 3.108. АМС «Фобос-Грунт» в стартовом положении (проект 2004 г.)

Взлетная ракета состоит из двигательной установки с топливными баками, и возвращаемого аппарата, в который, в свою очередь, входят возвращаемая капсула, комплекс управления, двигатели малой тяги на диаметрально расположенных штангах, и солнечная батарея. После старта взлетная ракета выходит на базовую околомарсианскую орбиту, на которой находится несколько месяцев до наступления стартового окна для перелета к Земле. После разгона к Земле возвращаемый аппарат отделяется от взлетной ракеты и стабилизируется вращением. Ось вращения располагается таким образом, чтобы солнечная батарея во все время перелета была ориентирована на Солнце. Возвращаемая капсула входит в атмосферу Земли и выполняет беспарашютную посадку на территории России.

Стартовая масса АМС – 8 120 кг, в том числе: перелетный модуль – 590 кг, взлетная ракета – 270 кг. Масса возвращаемого аппарата 110 кг, в т.ч. спускаемый аппарат 8-9 кг.

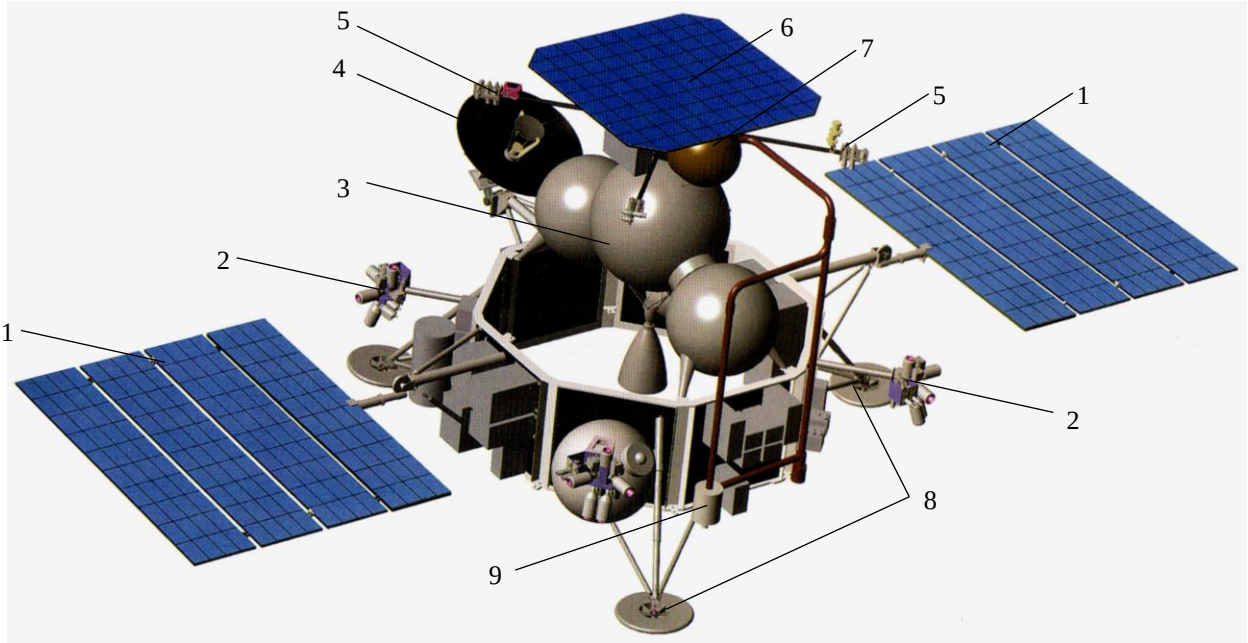
Масса научной аппаратуры на перелетном модуле – 50 кг. Возможно, на борту АМС могла бы быть установлена дополнительная научная нагрузка массой 120 кг. В качестве варианта такой нагрузки рассматривалась доставка на Марс четырех малых метеостанций массой по 15-20 кг. Каждая такая станция могла бы нести до 4 кг научной аппаратуры.

Запуск АМС «Фобос-Грунт» был рассчитан на РН «Союз-2». Старт намечался на октябрь 2009 года.

План полета АМС «Фобос-Грунт» приведен в табл. 3.19.

Табл. 3.19. План полета АМС «Фобос-Грунт» (проект 2004 г.)

Дата	Событие
Октябрь 2009 г.	Старт
Август-сентябрь 2010 г.	Прибытие к Марсу
Апрель 2011 г.	Посадка на Фобос
Август 2011 г.	Старт ВА с орбиты ИСМ
Июнь – июль 2012 г.	Возвращение СА на Землю



1 – солнечная батарея ПМ
2 – двигатели малой тяги ПМ
3 – взлетная ракета
4 – остронаправленная антенна
5 – двигатели малой тяги взлетной ракеты
6 – солнечная батарея взлетной ракеты
7 – возвращаемая капсула
8 – посадочное шасси
9 – грунтозаборное устройство

Рис. 3.109. АМС «Фобос-Грунт» в перелетно-посадочном положении (проект 2004 г.)

5.12.5. УТОЧНЕННЫЙ ПРОЕКТ 2005 ГОДА.

В процессе дальнейшей разработки проекта конструкция АМС уточнялась и корректировалась. Ниже описан проект АМС «Фобос-Грунт» по состоянию на конец 2005 года.

АМС конструктивно состоит из маршевой двигательной установки (МДУ), перелетного модуля (ПМ) и возвращаемого аппарата (ВА). Возвращаемый аппарат должен доставить к Земле спускаемый аппарат (СА) с взятыми на Фобосе пробами грунта.

МДУ создается на базе разгонного блока «Фрегат». Конструктивно МДУ представляет собой связку из шести сферических контейнеров, часть из которых является топливными баками, а в других расположена бортовая аппаратура. В центре МДУ размещен ЖРД, Масса модуля МДУ в заправленном состоянии около 6 100 кг. Основной задачей МДУ является разгон АМС с промежуточной орбиты ИСЗ на траекторию полета к Марсу. После окончания разгона МДУ отбрасывается.

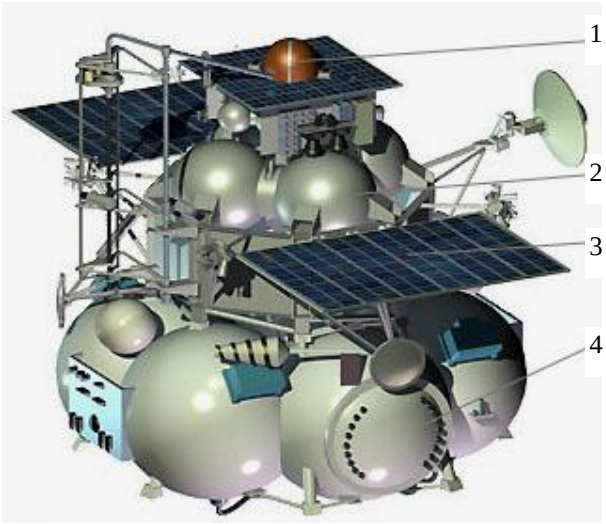
Перелетный модуль обеспечивает управление АМС на всех этапах от разгона с орбиты ИСЗ до выхода на околомарсианскую орбиту, сближение с Фобосом и посадку на Фобос. Конструкция ПМ включает основную коробчатую раму, раскрываемое шасси, тормозную двигательную установку с топливными баками, грунтозаборное устройство, солнечные батареи и блоки

служебных систем. Сверху на ПМ крепится возвращаемый аппарат. Масса перелетного модуля 1 550 кг.

ВА состоит из приборной рамы с закрепленной на ней двигательной установкой, двигателями ориентации и стабилизации и бортовых систем. Электроснабжение аппаратуры обеспечивается панелью солнечных батарей, размещенных непосредственно на верхней плоскости приборной рамы. В центре верхней плоскости размещен спускаемый аппарат. Масса ВА составляет 215 кг, в т.ч. масса СА – 8 кг.

Полная масса АМС составляет 8 120 кг.

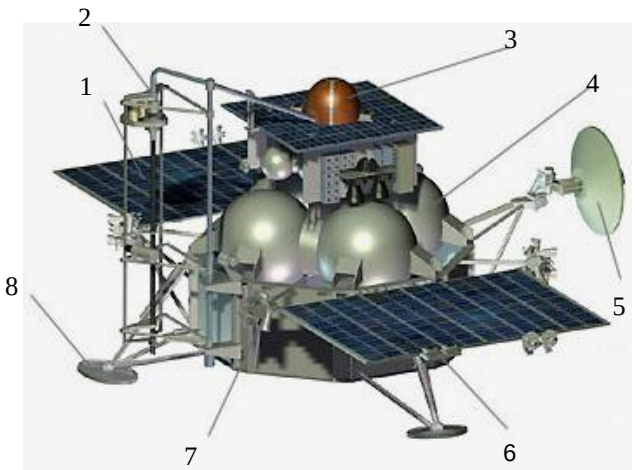
Вопрос о доставке на Марс малых метеорологических станций по состоянию на 2005 год оставался открытым.



1 – возвращаемый аппарат
2 – ДУ перелетного модуля
3 – перелетный модуль
4 – МДУ

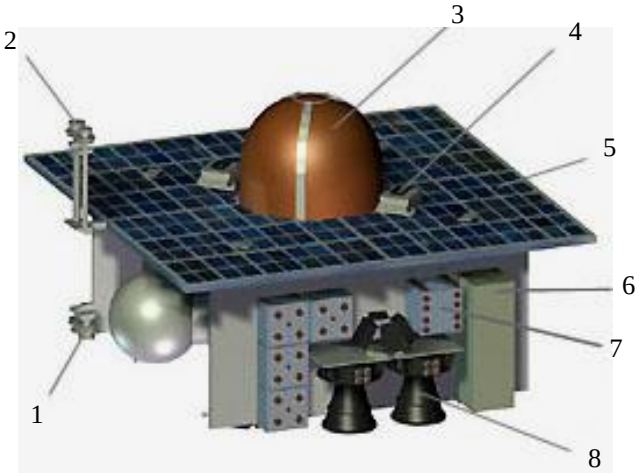
Рис. 3.110. АМС «Фобос-Грунт» (2005 г.) после отделения от РН

АМС должна выйти на орбиту высотой 700 х 77 000 км и наклонением 5 град. После нескольких месяцев маневрирования должна состояться посадка на Фобос на стороне, постоянно обращенной к Марсу, в точке с приблизительными координатами 20° ю.ш., 315° з.д. Всего должно быть собрано около 100 см^3 грунта – колонка реголита и фрагменты размером до 15 мм. Собранный грунт должен быть помещен в капсулу спускаемого аппарат, после чего ВА стартует с перелетного модуля и в августе 2011 года направляется к Земле. В период с 15 июня по 20 июля 2012 года спускаемый аппарат должен войти в атмосферу Земли и совершить посадку. Перелетный модуль остается на поверхности Фобоса и продолжает исследования в районе посадки.



1 – солнечные батареи
2 – грунтозаборное устройство
3 – спускаемый аппарат
4 – возвращаемый аппарат
5 – остронаправленная антенна
6 – солнечный датчик
7 – двигатели ориентации и стабилизации
8 – посадочное шасси

Рис. 3.111. АМС «Фобос-Грунт» (2005 г.) при перелете и посадке



1 – двигатели ориентации и стабилизации
2 – малонаправленная антенна
3 – спускаемый аппарат
4 – солнечный датчик
5 – солнечная батарея
6 – бортовой вычислительный комплекс
7 – БИБ
8 – звездный датчик

Рис. 3.112. Возвращаемый аппарат АМС «Фобос-Грунт» (2005 г.)

5.12.6. АМС «Фобос-Грунт»

В 2007 году конструкция и состав АМС «Фобос-Грунт» были в очередной раз пересмотрены. В состав АМС был введен в качестве дополнительного груза китайский микроспутник – АМС «Инхо-1». В связи с этим между маршевой ДУ и перелетным модулем была установлена переходная ферма, внутри которой размещалась китайская АМС. В апреле 2009 года было принято окончательное решение не включать в состав АМС дополнительные нагрузки в виде малых метеорологических станций (ММС), разработка которых в связи с этим была прекращена.

Из-за изменения массово-инерционных характеристик переработке подверглась вся конструкция АМС, включая маршевую ДУ. Окончательно АМС создавалась на базе унифицированного многоцелевого модуля «Флагман», который должен был стать основой АМС различного назначения.

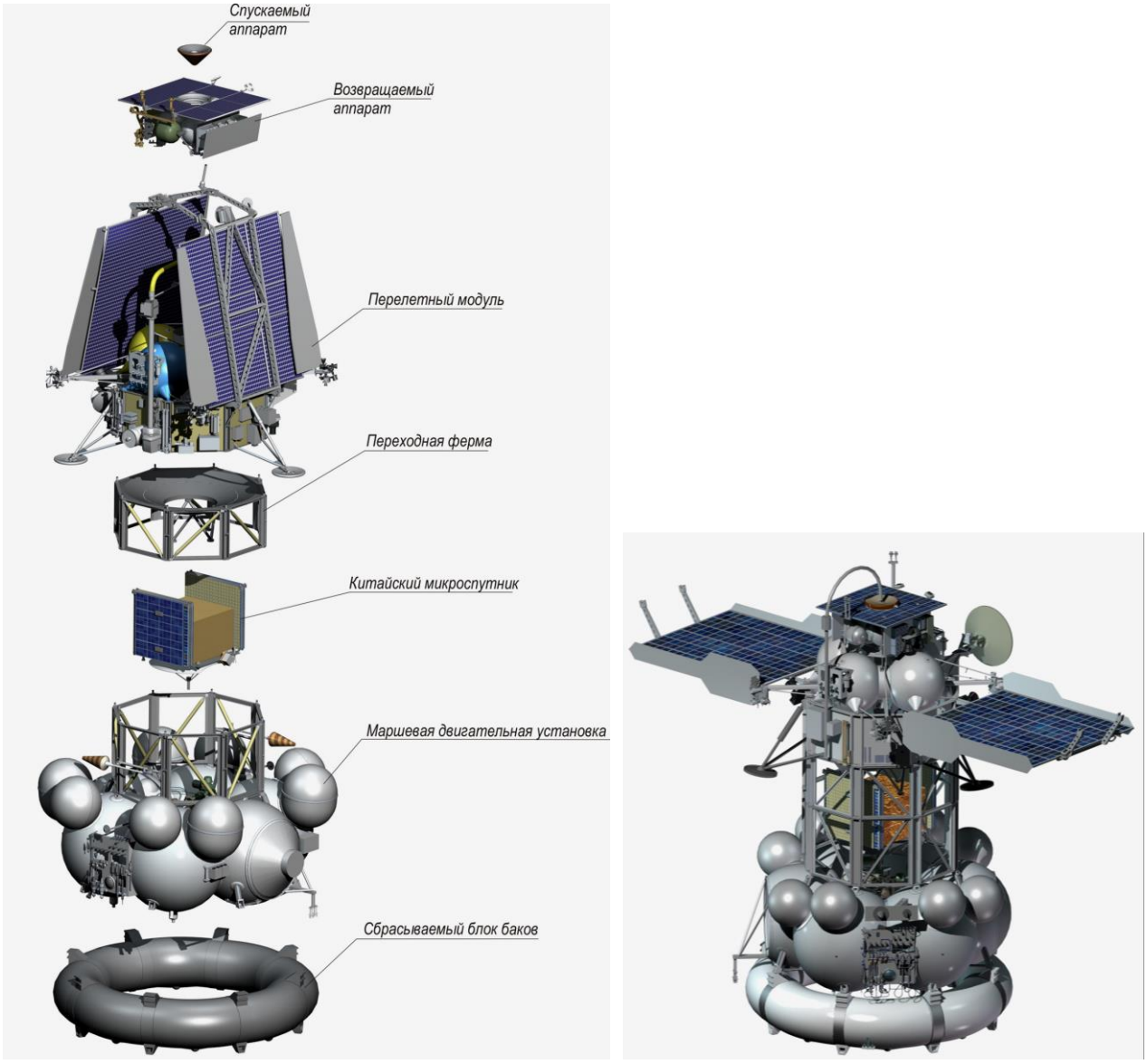


Рис. 3.113. АМС «Фобос-Грунт»

Конструктивно АМС «Фобос-Грунт» состоит из ряда модулей:

- СББ – сбрасываемый блок баков;
- МДУ – маршевая двигательная установка;
- ПФ – переходная ферма с установленной внутри китайской АМС «Инхо-1»;
- ПМ – перелетный модуль;

- ВА – возвращаемый аппарат;
- СА – спускаемый аппарат.

МДУ в комплекте с СББ является модифицированным вариантом разгонного блока «Фрегат-СБ». Отличие заключается в отсутствии систем управления, энергопитания и двигателей системы ориентации и стабилизации, которые перенесены на перелетный блок. В МДУ используется ЖРД С5.92, имеющий два уровня тяги – 2,0 т и 1,4 т. Топливо – НДМГ, окислитель – азотный тетраоксид.

Перелетный модуль, в свою очередь, состоит их приборного отсека и двигательной установки. Негерметичный приборный отсек имеет форму восьмигранной призмы. Каркас приборного отсека используется для крепления внешних устройств – солнечных батарей, грунтозаборного устройства и посадочного трехопорного устройства. Площадь солнечных батарей составляет 8,9 м^2, генерируемая мощность – до 1 000 Вт.

ДУ ПМ включает четыре сферических бака с топливными компонентами (НДМГ и азотный тетраоксид), блок двигателей коррекции и четыре блока двигателей малой тяги, смонтированные на трубчатых пилонах. Блок двигателей коррекции состоит из четырех ЖРД 11Д458Ф тягой по 39 кг. Каждый блок двигателей малой тяги включает четыре ЖРД 11Д457Ф тягой по 5,5 кгс и один ЖРД 17Д58ЭФ тягой 1,27 кгс. Двигатели малой тяги используются для управления ориентацией АМС, для создания начальной перегрузки при запуске МДУ, а также для прижима АМС к поверхности Фобоса при посадке и работе грунтозаборного устройства.

Возвращаемый аппарат представляет собой по сути самостоятельную АМС, в состав которой входят ДУ, система управления, комплекс радиосвязи, система электроснабжения и другие необходимые системы. ДУ имеет тягу около 10 кгс. Кроме основного ЖРД, в состав ДУ входят четыре блока двигателей ориентации и стабилизации (ОиС). Площадь солнечной батареи – 1,64 м^2. Масса ВА при старте с Фобоса составляет 287,5 кг, в том числе масса топлива – 135 кг.

Спускаемый аппарат, установленный в верхней части ВА, имеет конический теплозащитный экран диаметром 0,45 м. Масса спускаемого аппарата – 7,3 кг, в том числе масса капсулы с грунтом – 0,5 кг. Капсула рассчитана на доставку 100 см^3 грунта массой около 200 г.

Научная аппаратура, установленная на АМС «Фобос-Грунт», включает следующие приборы и устройства:

1. Для исследования грунта Фобоса и атмосферы Марса:

- термический дифференциальный анализатор ТДА;
- газовый хроматограф ХМС-1Ф;
- масс-спектрометр МАЛ-1Ф;
- мёссбауэровский спектрометр MIMOS II;
- гамма-спектрометр ФОГС;
- нейтронный и гамма-спектрометр HEND;
- лазерный времяпролетный масс-спектрометр «Лазма»;
- масс-спектрометр вторичных ионов «Манага-Ф»;
- термодетектор «Термофоб»;
- Фурье-спектрометр АОСТ;
- Эшелле-спектрометр ТИММ;
- микроскоп-спектрометр MicrOmega;
- грунтозаборный комплекс, включающий грунтоперегрузочное устройство;
- манипуляторные комплексы МК и МК2;
- грунтозаборное устройство пенетрационного типа CHOMIK.

2. Для изучения внутренней структуры Фобоса:

- длинноволновый планетный радар ДПР;
- сейсмогравиметр ГРАС-Ф;
- сейсмометр «Сейсмо».

3. Для исследования околомарсианского пространства:
   - плазменный комплекс ФПМС;
   - российско-китайский эксперимент MROE;
   - детектор космической пыли «Метеор-Ф»;
   - дозиметр «Люлин-Ф».

4. Эксперименты по небесной механике:
   - ультрастабильный осциллятор УСО1 для эксперимента «Небесная механика»;
   - детекторы положения звезд и Солнца «Либрация».

5. Телевизионные приборы:
   - телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН;
   - система технического зрения манипуляторных комплексов.

6. Биологические эксперименты:
   - «БиоФобос/Анабиоз»;
   - «БиоФобос/Лайф».

Телевизионная система ТСНН включает два комплекта телекамер, разнесенных примерно на 2 м, что обеспечивает получение стереоизображений. Каждый комплект состоит из узкоугольной камеры УТК с фокусным расстоянием 500 мм и широкоугольной камеры ШТК с фокусным расстоянием 18 мм. Камеры УТК обеспечивают разрешение 0,5 м с расстояния 30 км и до 1 см в процессе посадки. Камеры ШТК ведут съемку с максимально возможным углом зрения и обеспечивают разрешение не хуже 20 см с высоты 500 м.

Биологические эксперименты заключаются в исследовании длительного воздействия условий космического перелета на микроорганизмы и микроскопические беспозвоночные, помещенные в капсулы. Капсулы с биологическими образцами находятся в СА и должны быть извлечены после возвращения СА на Землю.

Стартовая масса АМС «Фобос-Грунт» – 13,5 т, в том числе масса СББ – около 3,4 т. Запас топлива в сбрасываемых баках – 3,0 т, в баках МДУ – 7,0 т.

Масса АМС «Фобос-Грунт» после отделения «Инхо-1» и переходной фермы, т.е. перелетного модуля с возвращаемым аппаратом – 2,1 т.

Схема полета АМС «Фобос-Грунт» выглядит следующим образом. Ракета-носитель выводит АМС на опорную орбиту высотой 200х350 км. Затем происходит двухэтапный перевод АМС на траекторию полета к Марсу. Первое включение МДУ, при котором расходуется топливо из СББ, переводит АМС на промежуточную эллиптическую орбиту ИСЗ, после чего пустой СББ сбрасывается. Второе включение МДУ выводит АМС на перелетную траекторию. Во время перелета с орбиты ИСЗ до Марса МДУ трижды включается для выполнения коррекций траектории. При подлете к Марсу МДУ переводит АМС на околомарсианскую орбиту высотой 800 х 79 000 км. На этой орбите МДУ отбрасывается вместе с нижним ярусом ПФ.

Следующей операцией после выхода на орбиту ИСМ является отделение китайской АМС «Инхо-1» и сброс верхнего яруса ПФ.

После 10-15 суток, необходимых для уточнения орбитальных параметров, выполняется перевод АМС на орбиту наблюдения высотой около 9 910 км (на 535 км выше орбиты Фобоса), плоскость которой совпадает с плоскостью орбиты Фобоса. Через некоторое время АМС переводится на так называемую квазиспутниковую орбиту. Двигаясь по этой орбите, АМС будет в одной части витка на 50 км выше Фобоса, а на противоположной – на 50 км ниже Фобоса. Фактически это означает, что АМС будет постоянно находиться вблизи Фобоса, на расстоянии 50-130 км. Примерно через пять суток пребывания АМС на квазиспутниковой орбите должна быть выполнена посадка на Фобос.

Расчетная вертикальная скорость в момент касания – 1,0-2,5 м/с, горизонтальная – не более 1,0 м/с. На высоте 1-2 м включаются верхние ЖРД блоков двигателей малой тяги, обеспечивающие прижатие АМС к поверхности Фобоса с усилием величиной около 22 кг. Через несколько секунд после касания ЖРД выключаются.

Для посадки были определены две точки на поверхности Фобоса:

- 5º ю.ш., 235º з.д.
- 5º с.ш., 230º з.д.

Штатная программа полета предусматривала длительное пребывание АМС на поверхности Фобоса. В этом случае забор грунта может производиться по командам с Земли на основе анализа переданных изображений поверхности в районе посадки АМС. Время старта определяется по наиболее благоприятным баллистическим условиям для перелета к Земле.

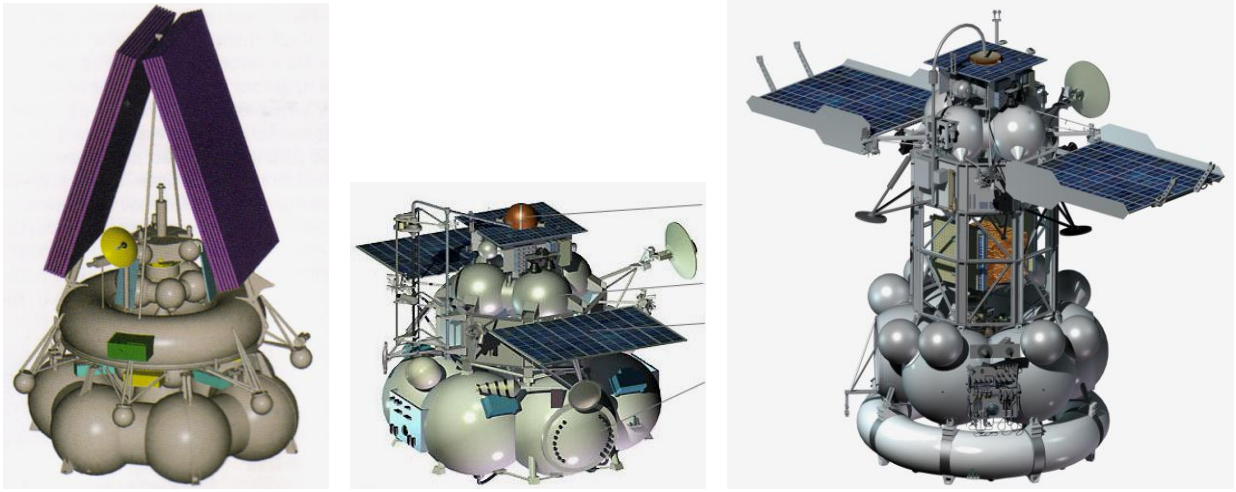
В случае потери связи с Землей без восстановления ее за заданное время, АМС переходит в автоматический режим работы. В этом случае забор грунта выполняется без команд с Земли, после чего происходит старт возвращаемого аппарата.

Старт и полет к Земле осуществляются в следующей последовательности. ВА отделяется от АМС при помощи пружинных толкателей, после чего стабилизируется с помощью двигателей ОиС и включает на 16с основной ЖРД для отхода от Фобоса. После выполнения ряда маневров АМС оказывается на орбите с гарантированным сроком безопасного существования 10 суток. В течение трех суток устанавливается связь с Землей, выполняется расчет баллистических параметров, и АМС переводится на круговую базовую орбиту высотой на 300-350 км ниже орбиты Фобоса, где находится в режиме ожидания до наступления стартового окна. Переход на траекторию перелета к Земле выполняется по трехимпульсной схеме, во время перелета предусмотрены пять коррекций траектории.

Отделение СА происходит за два часа до расчетного времени входа в атмосферу. Вход в атмосферу на высоте 120 км должен происходить под углом 33º-45º к местному горизонту. Максимальные перегрузки при баллистическом торможении СА – 160-280g. Посадка происходит без использования парашютов, с вертикальной скоростью 27,6-33,3 м/с. Ударные перегрузки в момент касания грунта до 3 600g для контейнера с грунтом и до 8 100g для лобового экрана. По плану посадка СА должна была произойти на территории полигона Сары-Шаган в пределах окружности радиусом 30 км, координаты центра посадочной окружности – 46º01' с.ш., 72º10' в.д. Радиомаяк на СА отсутствует, поэтому обнаружение СА должно было производиться путем использования радиолокаторов и поисковых средств.

В результате изменений конструкции масса АМС возросла, поэтому для запуска вместо ранее планировавшейся РН «Союз-2» было решено использовать РН «Зенит-2SБ».

Летом 2009 года в связи с неготовностью АМС запуск был перенесен на 2011 год.



a) b) c)

a – проект 2000 г.
b – проект 2005 г.
c – окончательная конструкция (2007-2009 г.)

Рис. 3.114. Эволюция проекта АМС «Фобос-Грунт»

Табл. 3.20. План полета АМС «Фобос-Грунт»

Дата	Событие
28.10 – 21.11.2011 г.	Стартовое окно
25.08 – 26.09.2012 г.	Прибытие к Марсу
январь 2013 г.	Посадка на Фобос
апрель 2013 г.	Старт ВА с Фобоса
03.09 – 23.09.2013 г.	Старт ВА с орбиты ИСМ
15.08 – 18.08.2014 г.	Посадка СА на Землю

АМС «Фобос-Грунт» была выведена 08.11.11 г. на околоземную опорную орбиту высотой 206 х 345 км. Для запуска была использована РН «Зенит-2SБ». На втором витке АМС включением маршевой ДУ должна была перейти на промежуточную орбиту с апогеем 4 162 км. После выключения МДУ должен был быть отделен СББ. В конце третьего витка вторым включением МДУ АМС должна была перейти на траекторию полета к Марсу. К сожалению, первого включения ДУ не произошло, АМС осталась на опорной орбите, при этом связь с АМС была утрачена.

15.01.12 г. произошел неуправляемый сход АМС «Фобос-Грунт» с орбиты и разрушение в плотных слоях атмосферы над Тихим океаном в районе южной части Южной Америки.

Табл. 3.21. Запуск АМС «Фобос-Грунт»

№	Наименование	Тип и сер. №	Масса	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Фобос-Грунт	№ 920	13 505	08.11.11	АМС должна была достичь Марса в сентябре 2012 года и совершить мягкую посадку на Фобос в январе 2013 года. В августе 2014 года на Землю должен был быть возвращен спускаемый аппарат с 200 г грунта Фобоса.	Отказ системы управления. АМС осталась на опорной орбите 206 х 305 км и разрушилась 15.01.2012 г. при входе в плотные слои атмосферы над Тихим океаном.

5.12.6.1. Мини-АМС «Инхо-1»

В состав АМС «Фобос-Грунт» была включена китайская мини-АМС «Инхо-1». Размеры АМС 0,75 х 0,75 х 0,6 м, масса 115 кг. АМС «Инхо-1» размещалась внутри переходной фермы между перелетным модулем и маршевой ДУ. После торможения АМС для выхода на околомарсианскую орбиту должно было произойти отделение отработавшей маршевой ДУ от перелетного модуля, после чего «Инхо-1» должна была быть отцеплена и отправлена в автономный полет.

5.12.7. Проект «Бумеранг»

После неудачного запуска АМС «Фобос-Грунт» активно обсуждался вопрос о необходимости и возможности повторения создания и запуска АМС для доставки грунта с Фобоса. Такой запуск мог бы быть возможен не ранее 2020 года. Было решено, что повторение проекта «Фобос-Грунт» возможно только после получения опыта в ходе выполнения лунных проектов «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

В 2013 году было сообщено, что АМС «Фобос-Грунт 2» (проект «Бумеранг») предполагается запустить в 2022 году.

5.13. Проект «ExoMars»

В конце 2011 года NASA вышла из американо-европейского проекта марсианских АМС «ExoMars», после чего ESA обратилась к России с предложением участвовать в программе «ExoMars». Стороны договорились о следующем разделении работ:

- в 2016 году российская сторона обеспечивает запуск к Марсу европейской АМС «ExoMars-2016», состоящей из орбитального и десантного модулей. На борту модулей устанавливаются в том числе и российские научные приборы. Запуск АМС «ExoMars-2016» был произведен 14.03.16 г. Орбитальный модуль благополучно вышел на орбиту Марса 19.10.16 г
- в 2018 году российская РН запускает к Марсу АМС «ExoMars-2018», состоящую из перелетного и посадочного модулей разработки НПО им. С.А. Лавочкина. Посадочный модуль доставляет на Марс европейский марсоход

Более подробная информация о проекте «ExoMars» приведена в томе 3, часть 2, п. 5.2.6.8.

5.13.1. АМС «ЭкзоМарс-2018/2020/2022»

АМС «ЭкзоМарс-2018» («ExoMars-2018») состоит из перелетного и посадочного модуля. Посадочный модуль разработки НПО им. С.А. Лавочкина, получивший имя «Казачок», доставляет на Марс европейский марсоход «Rosalind Franklin». После схода марсохода посадочный модуль продолжает функционирование, как стационарная планетная станция. Комплекс научной аппаратуры для установки на стационарной части посадочного модуля имеет массу 50 кг.

Запуск АМС, запланированный на 2018 год, должен выполняться ракетой-носителем «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

По ряду причин старт был перенесен на 2020 год, в связи с чем программа также была переименована в «ExoMars-2020».

В марте 2020 года было сообщено, что запуск АМС «ExoMars» переносится на 2022 год.

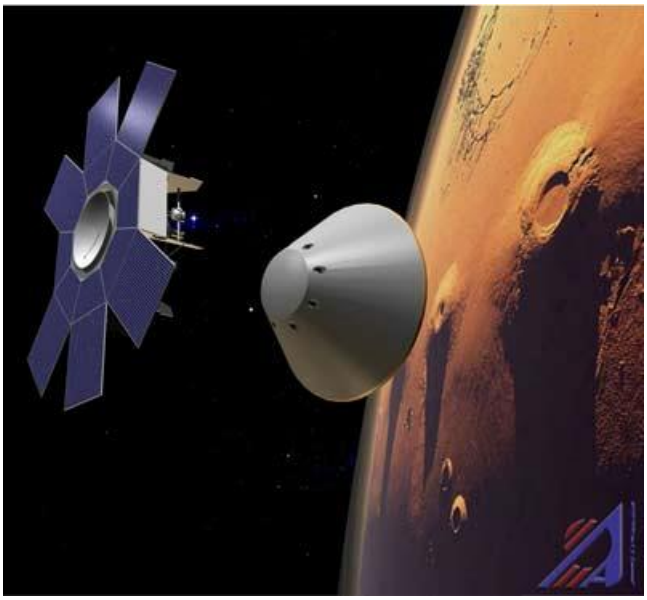


Рис. 3.115. Перелетный и посадочный модули АМС «ЭкзоМарс-2018»

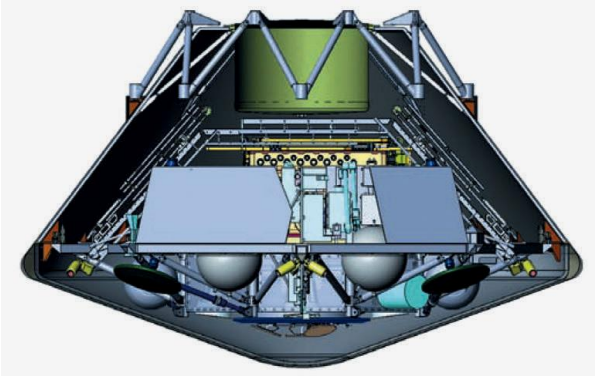


Рис. 3.116. Посадочный модуль «Казачок»

Рис. 3.117. Посадочный модуль с марсоходом «Rosalind Franklin» на Марсе

5.14. Проекты, оставшиеся перспективными

5.14.1. Проект «Марс-Грунт»

В начале 2000-х годов в НПО им. С.А. Лавочкина проводилась НИР «Марс-Грунт». Другое наименование – «Экспедиция-М». Рассматривалось две схемы полета: однопусковая и двухпусковая. При наличии финансирования запуск мог бы быть произведен уже в 2013 или 2016 г.

5.14.1.1. «Марс-Грунт»: однопусковая схема

Однопусковой проект базируется на использовании АМС, сходной с АМС «Фобос-Грунт», но отличающейся по схеме посадки и взлета. АМС состоит из перелетно-десантного модуля (ПДМ) и посадочной платформы.

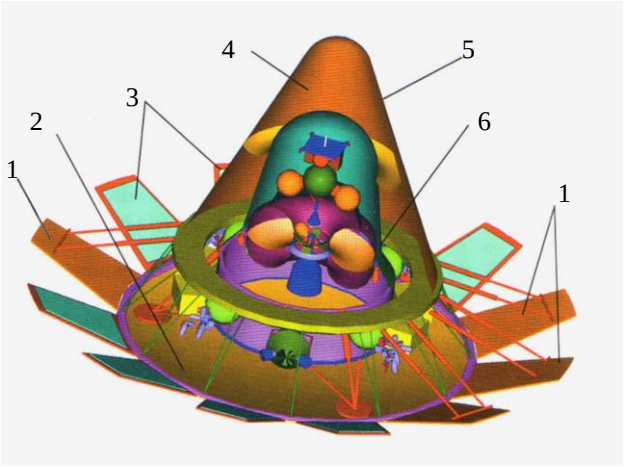
ПДМ, получивший наименование «Беркут», должен в дальнейшем стать универсальным средством для доставки полезного груза на поверхность не только Марса, но и других планет, имеющих атмосферу.

ПДМ представляет собой силовую оболочку в виде конуса с лобовым экраном и торовым приборным отсеком. Посадочная платформа размещается внутри ПДМ. ПДМ обеспечивает аэродинамическое торможение АМС при входе в атмосферу Марса, для большей эффективности используя раскрываемые силовые щитки. Щитки, раскрываемые по контуру вокруг лобового экрана, используются для двух целей: часть является органами управления при аэродинамическом торможении (силовые щитки), а на внутренней поверхности других щитков размещены солнечные батареи.

На втором этапе спуска в действие вводится парашютная система, одновременно сбрасывается лобовой экран. Незадолго до касания поверхности парашют уводит конус ПДМ от посадочной платформы, а платформа совершает мягкую посадку на трехопорное шасси, используя посадочные двигатели.

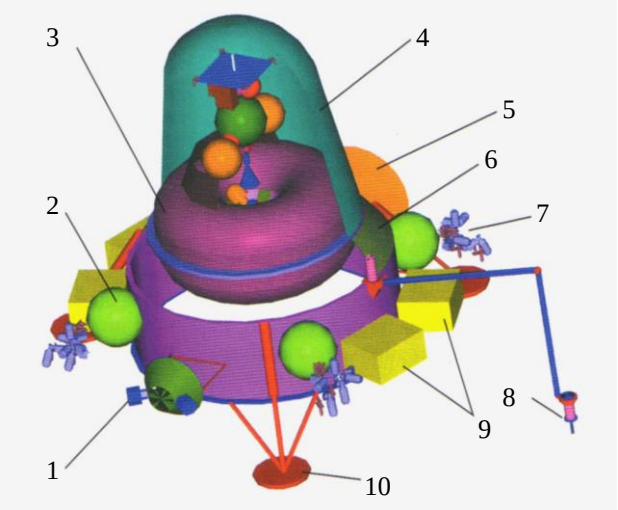
Посадочная платформа состоит из посадочной ступени и взлетной ракеты. Посадочная ступень представляет собой кольцеобразную силовую оболочку, к которой крепятся опоры шасси, топливные баки с посадочными двигателями, блоки аппаратуры и грунтозаборное устройство. В центре посадочной ступени установлена взлетная ракета.

Взлетная ракета имеет три ступени. Первая ступень обеспечивает старт ракеты с Марса. Вторая ступень служит для довывода на орбиту спутника Марса и затем для перехода на траекторию перелета к Земле. Третья ступень является собственно возвращаемым аппаратом, аналогичным возвращаемому аппарату АМС «Фобос-Грунт». В состав третьей ступени входит спускаемый аппарат, который должен доставить на Землю 100…200 г марсианского грунта.



1 – силовой щиток
2 – лобовой экран
3 – солнечные батареи
4 – парашютный отсек
5 – корпус ПДМ
6 – посадочная платформа

Рис. 3.118. АМС «Марс-Грунт» (однопусковая схема)



1 – астроблок
2 – топливный бак
3 – посадочная ступень
4 – взлетная ракета
5 – остронаправленная антенна
6 – силовое кольцо
7 – двигатели малой тяги
8 – грунтозаборное устройство
9 – аппаратура
10 – шасси

Рис. 3.119. Посадочная платформа АМС «Марс-Грунт» (однопусковая схема)

Старт взлетной ракеты с Марса должен произойти через несколько дней после посадки. Взлетная ракета должна выйти на базовую орбиту спутника Марса, где будет находиться несколько месяцев, дожидаясь стартового окна для перелета к Земле.

Расчетная масса перелетно-десантного модуля равна 2 740 кг, в том числе масса топлива – 500 кг. Масса посадочной платформы – 752 кг, взлетной ракеты – 1 700 кг. Полная стартовая масса АМС – 5 200 кг.

Запуск и выведение АМС «Марс-Грунт» на траекторию полета к Марсу могут быть выполнены ракетой носителем 8К82К «Протон» с разгонным блоком ДМ или РН «Зенит-3SL» с разгонным блоком ДМ-SL.

5.14.1.2. «Марс-Грунт»: двухпусковая схема

Двухпусковой вариант экспедиции предполагает раздельные запуски орбитальной и посадочной АМС.

В состав орбитальной АМС входит перелетно-орбитальный модуль и возвращаемый аппарат со спускаемой капсулой.

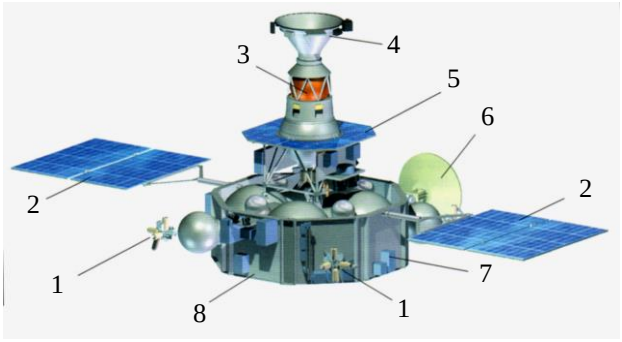
Орбитальная АМС совершает перелет до Марса, выход на стыковочную орбиту, сближение и стыковку со взлетной ракетой посадочной АМС. После стыковки производится перегрузка контейнера с грунтом из взлетной ракеты в спускаемую капсулу возвращаемого аппарата. Взлетная ракета отделяется, а орбитальная АМС ждет несколько месяцев на орбите до наступления астрономического окна для старта к Земле. При наступлении срока старта орбитальная АМС ориентируется необходимым образом и выполняет закрутку, создавая тем самым условия для старта возвращаемого аппарата.

Посадочная АМС состоит из перелетного модуля, посадочного аппарата и взлетной ракеты.

Перелетный модуль обеспечивает коррекции траектории и электропитание систем АМС на этапе полета Земля – Марс. При подлете к Марсу посадочный аппарат отделяется и входит в атмосферу Марса, осуществляя торможение с помощью лобового экрана и надувного тормозного устройства. Непосредственно перед касанием грунта выдвигаются опоры шасси и включаются двигатели мягкой посадки.

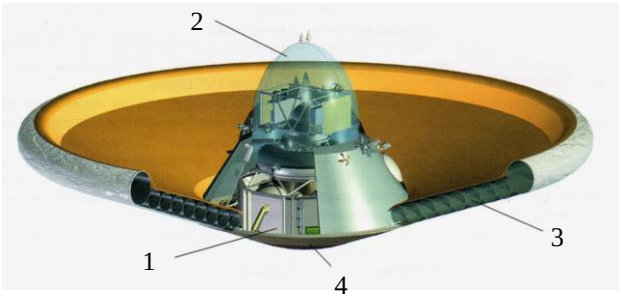
Сразу после посадки приводится в действие грунтозаборное устройство, загружая грунт в контейнер взлетной ракеты. Взлетная ракета стартует и выходит на стыковочную около-марсианскую орбиту высотой 500 км, дожидаясь стыковки с орбитальной АМС.

Запуск посадочной и орбитальной АМС может быть произведен РН «Союз-2» с РБ «Фрегат».



1 – двигатели ориентации и стабилизации
2 – солнечные батареи
3 – спускаемая капсула
4 – стыковочное устройство
5 – возвращаемый аппарат
6 – остронаправленная антенна
7 – блоки аппаратуры
8 – перелетно-орбитальный модуль

Рис. 3.120. Орбитальная АМС «Марс-Грунт» (двухпусковая схема)



1 – посадочная платформа
2 – взлетная ракета
3 – надувное тормозное устройство
4 – лобовой экран

Рис. 3.121. Посадочный аппарат АМС «Марс-Грунт» со взлетной ракетой (двухпусковая схема)

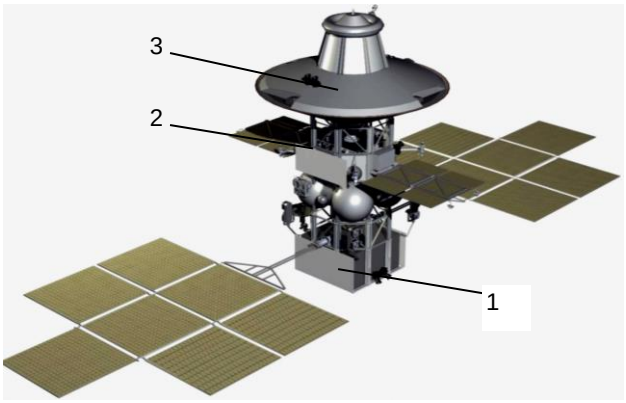
5.14.1.3. «Марс-Грунт» (2011 г.)

В 2011 году был подготовлен проект АМС «Марс-Грунт» однопусковой схемы. По проекту, АМС состоит из следующих модулей:

- перелетный модуль, обеспечивающий полет АМС от Земли до Марса;
- модуль двигательной установки, обеспечивающий вывод на орбиту спутника Марса орбитально-возвратного модуля и последующий разгон его по траектории возвращения к Земле;
- орбитально-возвратный модуль. В состав модуля входит также спускаемый аппарат, доставляющий образец грунта на Землю;
- посадочный модуль, выполняющий торможение в атмосфере Марса и посадку на Марс;
- взлетная ракета, доставляющая грунт с поверхности Марса к орбитально-возвратному модулю на орбиту ИСМ.

Начальная масса АМС – 6 040 кг. Масса научных приборов на орбитальном модуле – 50 кг, на посадочном модуле – 50 кг. Масса доставляемого грунта – 0,2 кг.

Запуск АМС рассчитан на РН «Ангара-5» с РБ «Бриз-М».



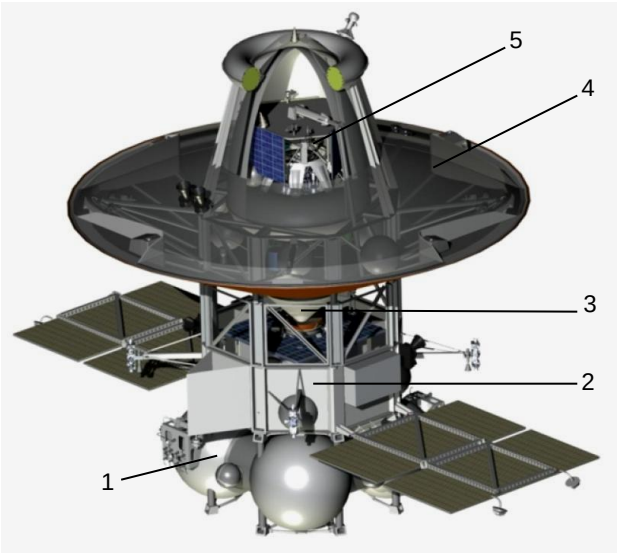
1 – перелетный модуль
2 – орбитально-возвратный модуль
3 – посадочный модуль

Рис. 3.122. АМС «Марс-Грунт» (однопусковая схема, проект 2011 г.)

5.14.1.4. «Экспедиция М» (2013 г.)

В 2013 году был сделан окончательный выбор в пользу двухпусковой схемы, но в связи с уточненными оценками получаемых масс АМС, было объявлено, что будут использованы РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М». Название проекта изменено на «Экспедиция М».

В состав АМС входят перелетный модуль и десантный модуль. Десантный модуль доставляет на Марс марсианскую возвращаемую ракету (МВР). В проекте рассматривалось два варианта МВР – с орбитальным модулем и без орбитального модуля.



1 –модуль двигательной установки
2 – орбитально-возвратный модуль
3 – спускаемый аппарат
4 – посадочный модуль
5 – взлетная ракета

Рис. 3.123. АМС «Марс-Грунт» на орбите спутника Марса (проект 2011 г.)

Масса МВР с орбитальным модулем 900 кг, масса десантного модуля в этом случае 3 200 кг, полная масса АМС – 4 100 кг. В варианте без орбитального модуля масса МВР – 450 кг, масса десантного модуля – 2 750 кг, полная масса АМС – 3 650 кг. Масса перелетного модуля в обоих случаях 900 кг.

Начало экспедиции в соответствии с проектом предполагалось на 2024 год.

5.14.2. ПРОЕКТ «МАРС-НЭТ»

5.14.2.1. Проект «InterMarsNet»

В 1997 году Планетная секция Совета РАН по космосу в своих предложениях, поданных на рассмотрение Совету, выдвинула в числе прочих проект «InterMarsNet» – создание совместно с NASA сети автоматических станций на Марсе для глобального изучения планеты. Проект являлся развитием российско-американской программы «На Марс – вместе» («Mars Together») и также не был реализован. Продолжением стали проекты «MetNet» и «Марс-НЭТ».

5.14.2.2. Проект «MetNet»

Проект малой метеорологической марсианской станции «MetNet» в начале 2000-х годов разрабатывался НПО им. С.А. Лавочкина совместно с Финляндским Метеорологическим Институтом. В соответствии с проектом на Марс должны быть доставлены несколько АМС «MetNet», задачами которых является мониторинг состояния атмосферы Марса в точке посадки в течение длительного времени.

Основными научными задачами малых метеостанций (ММС) «MetNet» являются:

- исследование вертикальной структуры атмосферы Марса во время спуска ММС;
- метеорологические наблюдения на поверхности Марса в течение одного марсианского года.

Комплекс полезной нагрузки малой метеостанции предназначен для решения следующих задач:

- съемка изображения поверхности Марса, измерение профиля давления и температуры во время посадки станции на Марс;
- съемка панорамного стереоскопического изображения окружающей местности в точке посадки;
- получение абсолютных значений температуры, давления, влажности и их изменение по высоте в приповерхностном слое атмосферы Марса в месте посадки;
- измерение плотности грунта и температуры верхнего слоя грунта

Торможение ММС на первом этапе осуществляется при помощи пневматического тормозного устройства в виде тора с наружным диаметром 1,0 м. На этом этапе происходит основное уменьшение скорости аппарата с гиперзвуковой в момент входа в атмосферу (число Маха M ~ 29) до скорости M ~ 0,8. Максимальная продольная перегрузка на этом этапе не превышает 29 единиц.

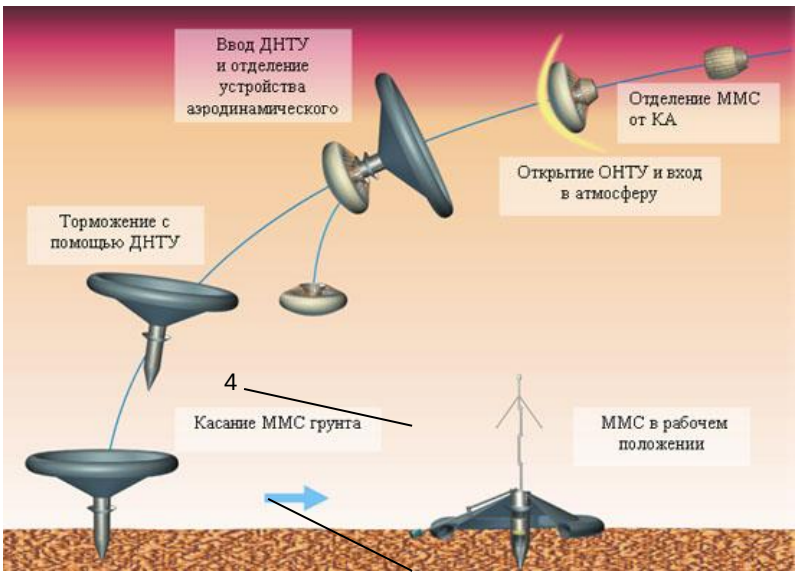


Рис. 3.124. Схема посадки ММС «MetNet» На Марс

Для торможения ММС на втором, заключительном, этапе спуска в атмосфере используется дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ), представляющее собой тор с внешним диаметром 1,8 м. При вводе в действие (наполнении) ДНТУ первичное устройство аэродинамического торможения отбрасывается.

При контакте с поверхностью происходит внедрение в грунт носовой части корпуса ММС.

Схема посадки ММС показана на рис. 3.124.

После посадки метеостанции на поверхность Марса раскрываются две штанги: одна телескопически выдвигается вверх на высоту 1 метр, а другая – откидывается на поверхность. На вертикальной

штанге укреплены антенна, панорамная телекамера, датчик скорости ветра и разнесенные по длине штанги датчики температур, именно благодаря им предполагается провести градиентные измерения температуры приповерхностного слоя. На другой штанге расположены датчик влажности и датчик температур.

Масса малой метеостанции – 19,0 кг. Масса комплекса полезной нагрузки ММС – 2,5 кг.

ММС могут доставляться на Марс в качестве дополнительной полезной нагрузки при полете марсианских АМС. По состоянию на 2004 год предполагался запуск нескольких ММС в 2009-2011 годах, в том числе с АМС «Фобос-Грунт».

В 2009 году было принято решение не запускать ММС совместно с АМС «Фобос-Грунт», в связи с чем разработка малых метеостанций ММС была прекращена, однако, предложения о создании на Марсе сети метеостанций продолжали высказываться.

5.14.2.3. Проект «Марс-НЭТ»

Проект комплекса «Марс-НЭТ» появился в планах НПО им. С.А. Лавочкина в начале 2010-х годов. «Марс-НЭТ» является развитием проекта «InterMarsNet», который прорабатывался вместе с NASA в конце 1990-х годов.

Задачей комплекса является непрерывный и глобальный мониторинг климата и сейсмо-обстановки на Марсе, а также навигационное обеспечение для марсианских АМС.

Согласно проекту должна быть создана и запущена к Марсу АМС, несущая до 10 отделяемых зондов. При приближении АМС к Марсу зонды последовательно отделяются и совершают посадку на поверхность планеты в различных точках, а базовый блок АМС выходит на околомарсианскую орбиту.

Масса одного зонда – около 25 кг. Масса АМС при старте – 8 120 кг, в т.ч. 50 кг научной аппаратуры на базовом блоке. Запуск рассчитан на РН «Союз-2».

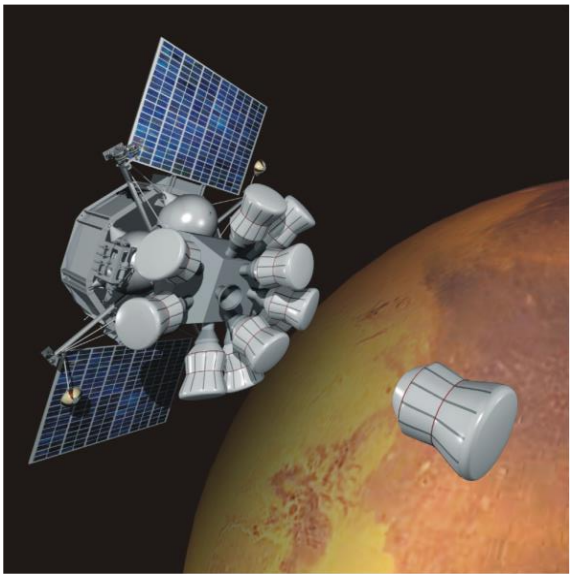


Рис. 3.125. АМС «Марс-НЭТ»

По состоянию проекта на 2009 год предлагавшийся срок запуска комплекса «Марс-НЭТ» – 2016 год. Проект не был включен в Федеральную программу, поэтому не финансировался и не прорабатывался.

5.15. Поколения АМС «Марс» и «Венера»

Советские АМС «Марс» и «Венера» по конструктивным решениям могут быть разделены на несколько поколений, как это показано в таблице ниже.

Табл. 3.22. Поколения АМС «Марс» и «Венера»

Поколение АМС	Годы разработки и КБ	Ракета-носитель	Тип АМС			Назначение	Название АМС
			Серия	Проект	КД		
I	1959…1961 ОКБ-1	8К78		1М		Марс	-
				1В		Венера	-
				1ВА			Венера-1
II	1961-1965 ОКБ-1	8К78	2МВ	2МВ-1, 2МВ-2		Венера	-
				2МВ-3		Марс	-
				2МВ-4			Марс-1
		8К78М	3МВ	3МВ-1А		Земля	-
				3МВ-2А, 3МВ-4А		-	-
				3МВ-1		Венера	Зонд-1
				3МВ-2			-
				3МВ-3		Марс (Венера)	Венера-3
				3МВ-4			Зонд-2, Зонд-3, Венера-2
IIа	1966-1972 НПОЛ[1]	8К78М	(4МВ)	М-67	1М	Марс	-
				В-67	1В	Венера	Венера-4
				В-69	1В1		Венера-5, Венера-6
				В-70	2В		Венера-7
				В-72	2В2		Венера-8
					3В		-
III	1968-1984 НПОЛ	8К82К	5МВ	М-69	2М	Марс	-
				М-71	3М		Марс-2, Марс-3
				М-71С	3М1		-
				М-73С	3М2		Марс-4, Марс-5
				М-73П	3М2		Марс-6, Марс-7
				М-75С	3М3		-
				М-75П	3М3		-
					4М, 4МС		-
					5МП, 5МС		-

[1] НПО им. С.А. Лавочкина

Поколение АМС	Годы разработки и КБ	Ракета-носитель	Тип АМС			Назначение	Название АМС
			Серия	Проект	КД		
III	1968-1984 НПОЛ	8К82К	5МВ	В-73/75	4В	Венера	Венера-9, Венера-10
				В-77/78	4В1		Венера-11, Венера-12
				В-80/81	4В1М		Венера-13, Венера-14
				В-81/83	4В2		Венера-15, Венера-16
				В-84	4В3		-
					5В (77 г.)		-
					5ВП, 5ВС		-
					5ВК	Венера+комета Галлея	Вега-1, Вега-2
-	1970-1975 НПОЛ	Н-1	ТМАК		4НМ	Марс	-
					5НМ		-
IV	1978-1988 НПОЛ	8К82К	УМВЛ	184Ф	1Ф	Фобос	Фобос-1, Фобос-2
				186Ф	2Ф		-
					5В (79 г.)	Венера	-
					6В, 6В-1, 6В-2		-
					6М, 7М, 8МП, 8МС	Марс	-
V	1987-1996 НПОЛ	8К82К			М1	Марс	Марс-8 (Марс-96)
					М2, М3		-
VI	2000-2015 НПОЛ	8К82К				Фобос	Фобос-Грунт
						Марс	

ГЛАВА 6. ДАЛЬНИЕ АМС

6.1. Исследования внешних планет

6.1.1. НИР «Зевс»

В 1969 году в ЦНИИМаш была проведена НИР «Зевс», в котором изучалась возможность отправки АМС к Юпитеру и другим дальним планетам – проекты АМС «Зевс» и «Титан».

Проекты не осуществлялись по двум причинам (если не считать отсутствие РН Н-1): отсутствие радиоэлектронной аппаратуры с таким сроком службы и низкие параметры радиоаппаратуры, производившейся в то время в СССР, которые не позволяли поддерживать радиосвязь с АМС, находящейся у Юпитера и дальше.

6.1.1.1. АМС «Зевс»

АМС «Зевс» должна была иметь массу около 3,2 т и выводиться на межпланетную траекторию с помощью РН Н-1. Ориентировочная дата запуска – 1974 г. АМС должна была выполнить гравитационный маневр около Юпитера и выйти из плоскости эклиптики. Проект не реализовывался.

6.1.1.2. АМС «Титан»

АМС «Титан» – космический аппарат для последовательного пролета дальних планет Солнечной системы, аналогично проекту NASA «Большой тур». После пролета Юпитера АМС должна была быть направлена к Сатурну, затем к Урану и Нептуну. Длительность перелета должна была составить: до Сатурна – 6 лет, до Урана – 9 лет, до Нептуна – 12 лет.

6.1.2. НИР «ЮСат»

В НПО им. С.А. Лавочкина в конце 1970-х годов была проведена НИР (научно-исследовательская работа) по теме «ЮСат» («Юпитер-Сатурн»). В этой работе рассматривались проекты АМС для полета к Юпитеру и Сатурну, с выходом на орбиту искусственного спутника и сбросом атмосферных зондов. Проекты рассчитывались на использование РН 8К82К «Протон-К».

6.1.3. НИР «Вселенная» и «Расплав»

В рамках этих НИР, проводившихся в НПО им. С.А. Лавочкина во второй половине 1980-х годов, рассматривались проекты АМС для полетов к внешним планетам Солнечной системы. В частности, изучалась возможность доставки грунта со спутников Юпитера. АМС должны были оснащаться ядерной электродвигательной установкой. Запуск АМС рассчитывался как на РН 8К82К «Протон-К», так и РН 14А10 «Буран-Т».

6.1.4. Проект «Лед»

Начало проекту «Лед» положило совместное решение РКА и NASA, принятое в апреле 1994 года, о разработке АМС для полета к Плутону (как часть проекта, получившего наименование «Лед и Пламя»). В соответствии с предложением, США должны были разработать пролетную АМС, а Россия – посадочный зонд. Зонд должен был нести масс-спектрометр (или анализатор электрических зарядов), телекамеру и акселерометр.

АМС, запускаемая в 2001-2002 году, должна была совершить два или три гравитационных маневра у Венеры и один гравитационный маневр у Юпитера. Полет до Плутона должен был продолжаться 12 лет. За месяц до сближения с Плутоном посадочный зонд должен был отделиться от траекторного блока и либо войти в атмосферу Плутона, либо пролететь на минимально возможном расстоянии от него. Траекторный

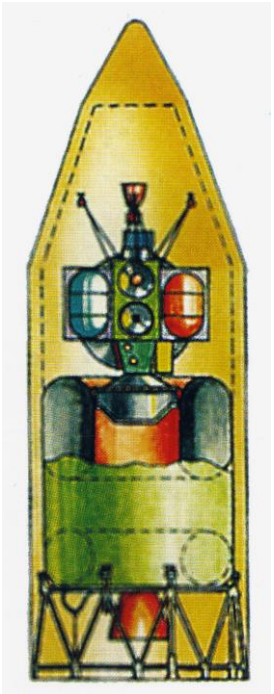


Рис. 3.126. АМС «Лед» («Pluto-Kuiper Express») в головном блоке РН

блок должен был бы принимать информацию с зонда и затем ретранслировать ее на Землю. Траектория полета рассчитывалась таким образом, чтобы АМС прошла на расстоянии 15 000 км от Плутона и на расстоянии 5 000 км от его спутника Харона.

АМС должна была иметь массу 720 кг, в т.ч. 620 кг –двигательная установка с запасами топлива для траекторных маневров, 85 кг – траекторный блок АМС, 10 кг –посадочный зонд. Запуск АМС рассчитывался на РН 8К78М «Молния-М» или «Союз-2-Фрегат».

В США этот проект имел название «Pluto Express» («Pluto-Kuiper Express»). В дальнейших работах по проекту NASA отказалась от использования посадочного зонда в связи с отсутствием финансирования у российской стороны. Разрабатывать посадочный аппарат самостоятельно NASA не планировала также в связи с отсутствием выделенных для этого средств. Более того, из-за недостатка финансирования проект «Pluto Express» был закрыт вообще, и только под давлением научной общественности NASA реанимировала проект АМС для полета к Плутону под названием «New Horizons» («Новые горизонты»).

6.1.5. Проект АМС «Европа»[1]

В 2004 году были опубликованы некоторые данные по проекту АМС для полета к спутнику Юпитера Европе, который прорабатывался в НПО им. С.А. Лавочкина.

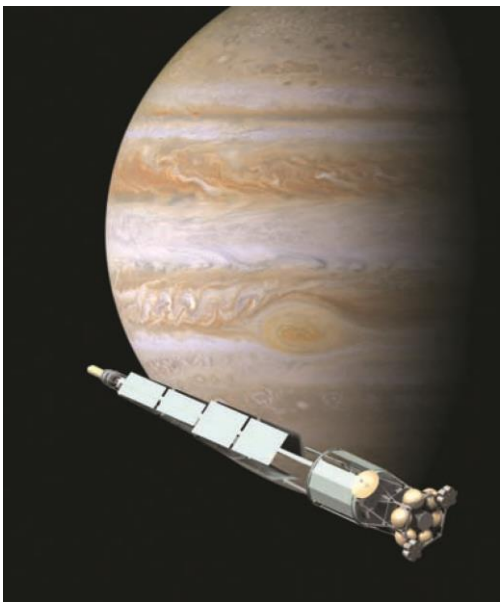


Рис. 3.127. АМС «Европа» на участке перелета Земля-Юпитер

В состав АМС входят:

- служебный модуль с исследовательской аппаратурой;
- ядерная энергетическая установка (ЯЭУ);
- электроракетная двигательная установка (ЭРДУ);
- жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ).

Стартовая масса АМС составляет от 18,84 т (при использовании РН «Протон-М») до 21,45 т (РН «Ангара-5»)

После вывода АМС на опорную орбиту ИСЗ выполняется разгон с помощью РБ, работающего на химическом топливе, после чего включается ЭРДУ, питающаяся от ЯЭУ. Выполнив «по спирали» набор скорости до второй космической, АМС переходит на траекторию полета к Юпитеру, где переходит сначала на околоюпитерианскую орбиту сопровождения Европы, а затем на орбиту спутника Европы. Переход торможением выполняется также «по спирали».

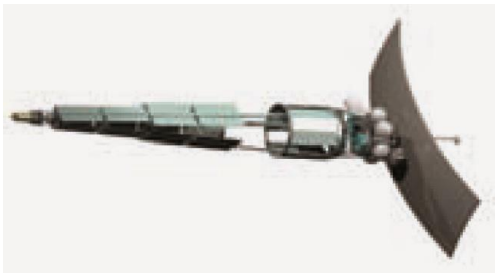


Рис. 3.128. АМС «Европа»

Расчетная масса АМС на орбите Европы 6,9-9,6 т в различных вариантах выбранных траекторий, в т.ч. 1,25 т – масса научной аппаратуры. Общее время полета составляет 6,0-7,7 лет.

На рис. 3.127 и 2.128 показан общий вид КА при полете к Юпитеру и на орбите вокруг Европы. При выходе на эту орбиту производится ориентация КА при помощи ЖРД малой тяги продольной осью на поверхность спутника Юпитера и развертывание радиолокационной антенны, которая в сложенном состоянии находилась внутри блока баков ЭРДУ. При необходимости коррекция орбиты может проводиться двигателями малой тяги, работающими на гидразине.

[1] Название АМС условное.

6.1.6. ПРОЕКТ «ЛАПЛАС»

6.1.6.1. Начальный проект (Европа)

Институт космических исследований Российской академии наук в 2008 году в контакте с ESA начал организацию работ по подготовке полета АМС к Европе с посадкой на поверхность. Исследования Европы, на которой, как считается, под ледяным покровом находится жидкий океан, крайне интересны в научном плане.

Проект получил название «Лаплас» – как бы являясь российским продолжением европейского проекта «Laplace», который также предусматривал запуск АМС к Европе, но был остановлен после достигнутого между ESA и NASA соглашения о совместной работе по проекту EJSM («Europa Jupiter System Mission»).

АМС «Лаплас» состоит из перелетного, орбитального и посадочного модулей. Перелет к Юпитеру должен выполняться с использованием гравитационных маневров у Земли – три раза, и у Венеры – один раз. Рассматривается возможность использования электрореактивных двигателей малой тяги, в этом случае количество гравитационных маневров сокращается до одного.

Масса орбитального модуля составит 800 кг (при использовании радиоизотопных источников электроэнергии) или 940 кг (при использовании солнечных батарей). Масса научной аппаратуры – 50 кг. Орбитальный модуль после многократных пролетов спутников Юпитера – Ганимеда, Каллисто и Европы, – должен быть выведен на орбиту спутника Европы высотой около 100 км. Орбитальный модуль несет как научную аппаратуру, так и ретрансляционное оборудование для обеспечения связи наземных станций с посадочным модулем. Аппаратура должна иметь радиационную защиту.

Масса посадочного модуля – 1 210 кг, в том числе масса научной аппаратуры – 50 кг. Расчетное время работы посадочного модуля на поверхности Европы – 60 суток. Предполагается, что модуль будет нести устройство для бурения поверхности глубиной до 30 см, а также, возможно, устройство для измельчения грунта для его всестороннего исследования.

В проекте АМС «Лаплас» предполагается использование конструкторского задела по проектам «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

Запуск АМС предполагалось осуществить в 2022-2023 году с использованием РН «Протон-М» или «Ангара». Длительность перелета составит приблизительно 6,5 лет.

6.1.6.2. Проект АМС «Лаплас» (Ганимед)

По проекту EJSM («Europa Jupiter System Mission») разработку АМС для полета к спутнику Юпитера Европе брала на себя NASA. В 2011 году было объявлено, что в связи с недостаточным финансированием NASA отказывается от работ по проекту EJSM. Таким образом, стало невозможным получение предварительных данных о Европе, на использование которых при создании АМС «Лаплас» рассчитывали российские специалисты. В результате, с учетом того, что ESA продолжила работы над АМС «Juice» для выхода на орбиту другого спутника Юпитера – Ганимеда, было решено проект «Лаплас» переориентировать на доставку посадочного модуля на поверхность Ганимеда.

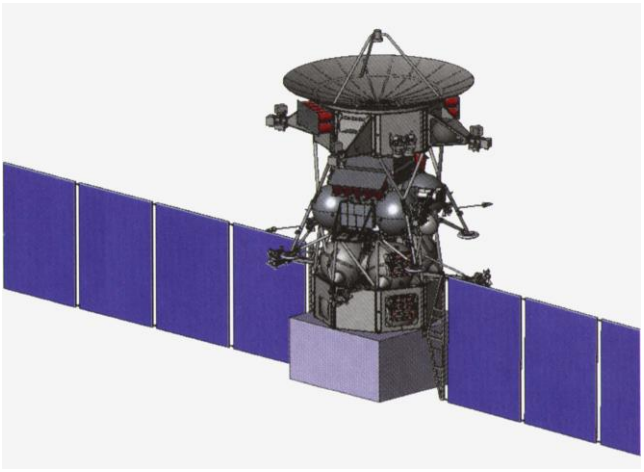


Рис. 3.129. АМС «Лаплас» (2011 год)

Работы по созданию АМС «Лаплас» проводятся, тем не менее, в координации с ESA.

Масса посадочного модуля 800 кг, в том числе масса научной аппаратуры 50 кг.

Основные инструменты и оборудование посадочного модуля такие же, как в варианте «Лаплас» (Европа).

Рис. 3.130. Посадочный модуль АМС «Лаплас» (2013 год)

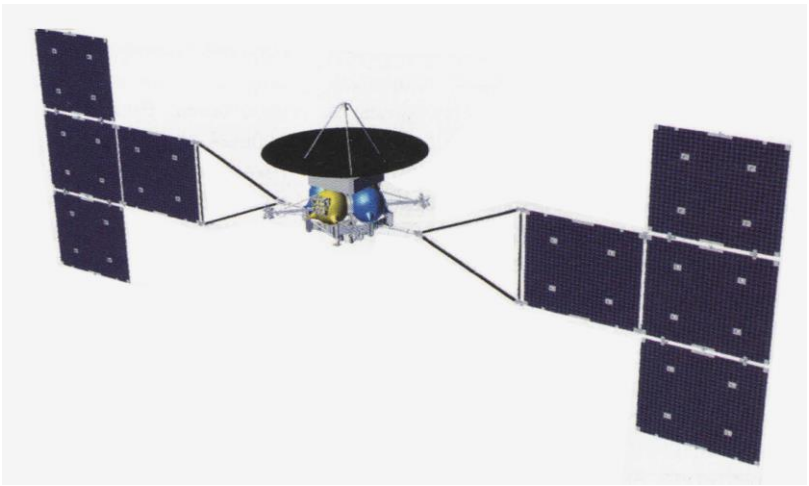


Рис. 3.131. Орбитальный модуль АМС «Лаплас» (2013 г.)

6.1.6.3. Проект АМС «Лаплас-П»

Альтернативой полностью российскому проекту «Лаплас» является участие в европейском проекте «Juice». Предполагается, что Россия разработает только посадочный модуль «Лаплас-П», предназначенный для посадки на поверхность Ганимеда, а перелетный блок и орбитальный модуль создаст ESA.

Возможный срок запуска – 2022 г.

6.1.6.4. Проект АМС «Лаплас-П1»/ «Лаплас-П2»

К 2016 году проект АМС для исследования Ганимеда выглядел следующим образом. Орбитальный и посадочный аппараты конструктивно разделены на две автономных АМС – «Лаплас-П1» («ЛП1») и «Лаплас-П2» («ЛП2»). Запуск АМС выполняется двумя РН «Ангара-А5» с разгонными блоками «КВТК».

Каждая АМС состоит из двух блоков – перелетного и целевого, для «ЛП1» это орбитальный блок, для «ЛП2» – посадочный.

Перелет к Юпитеру выполняется с использованием трех гравитационных маневров: один – при пролете Венеры, и два – при пролете Земли. Повторяемость схемы полёта с учётом возможного введения дополнительного полного витка вокруг Солнца на перелёте Земля – Венера или Венера – Земля составляет два-четыре года.

Перелет в систему Юпитера длится около 6 лет. При пролете Юпитера на расстоянии около 700 тыс. км выполняется маневр выхода на эллиптическую орбиту искусственного спутника Юпитера с максимальной высотой 21 млн. км. Длительность первого витка по этой орбите – четыре месяца. Для дальнейшего снижения орбиты и уменьшения скорости АМС выполняются серии гравитационных маневров при сближениях с Ганимедом и Каллисто. АМС «ЛП1» выполняет 10 таких пролетных маневров, а АМС «ЛП2» – 13. Снижение скорости до величины, обеспечивающей выход на орбиту спутника Ганимеда, длится около двух лет. После этого обе АМС выходят на круговую орбиту вокруг Ганимеда, сначала «ЛП1», затем «ЛП2». Высота орбиты – около 100 км, период обращения – 2,5 часа. На этой орбите выполняется отделение перелетных блоков, как выполнивших свои функции.

АМС «ЛП1» в течение 2-3 месяцев производит дистанционное изучение и картографирование поверхности Ганимеда, по результатам которых осуществляется выбор места для посадки. Перед началом операции посадки АМС «ЛП1» переводится на более высокую орбиту (до 2 тыс. км) для увеличения длительности радиовидимости посадочного аппарата. Посадочный блок АМС «ЛП2» выполняет спуск и мягкую посадку в выбранном районе, а АМС «ЛП1» остается на орбите спутника Ганимеда, продолжая научные измерения и обеспечивая ретрансляцию на Землю информации, получаемой от АМС «ЛП2».

Состав научной аппаратуры АМС «ЛП1»:

- спектрометр энергичных ионов и электронов АСПЕКТ-Ю;
- сканирующий энерго-масс-спектрометр СПИНЭ-КВ;
- дозиметр/спектрометр ЛЮЛИН-Г-1;
- магнитометрическая аппаратура МА-Г-1;
- телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН-ЛП-1;
- инфракрасный спектрометр СУАР;
- двухканальный ультрафиолетовый спектрометр УЛИС;
- радар подповерхностного зондирования РП-Г;
- радиомаяк РМГ-1.

Состав научной аппаратуры АМС «ЛП2»:

- сейсмогравиметр-наклонометр СЕЙСМОГРАН-Г;
- манипуляторный комплекс МК-Г для забора проб грунта и установки приборов на поверхность грунта;
- газоаналитический комплекс ГАК-Г для исследования взятых образцов грунта;
- дозиметр/спектрометр ЛЮЛИН-Г-1;
- прибор лазерной времяпролетной масс-спектрометрии ЛАЗМА-Г;
- микроволновый радиометр РАТ-Г;
- телевизионная система ТСПП-ЛП для получения изображений с поверхности Ганимеда;
- телевизионная система ТСНН-ЛП для получения изображений в процессе спуска и посадки;
- инфракрасный спектрометр ИСЛ для изучения состава и микроструктуры ледяной поверхности Ганимеда;
- магнитометрическая аппаратура МА-Г-1;
- прибор ЛИБРАЦИЯ-Г для измерения угловых колебаний Ганимеда;
- радиомаяк РМГ-1.

Перспективы изготовления и запуска этих АМС по состоянию на 2020 год весьма туманны.

6.2. Исследования Меркурия

6.2.1. Проект «Гермес»

В 1969 году ЦНИИМаш проводил НИР «Гермес», в которой изучалась возможность запуска АМС к Меркурию с последующим выходом на гелиоцентрическую орбиту. Минимальное расстояние до Солнца – 0,4 а.е.

6.2.2. Проект «Меркурий-П»

Проект АМС «Меркурий-П» для осуществления мягкой посадки на Меркурий разрабатывался в НПО им. С.А. Лавочкина 2003-2011 годах. Запуск АМС к Меркурию планировался на 2019 год.

Рис. 3.132. АМС «Меркурий-П»

6.2.3. Проект «Меркурий-ПМ»

Проект АМС «Меркурий-ПМ», являвшийся развитием проекта «Меркурий-П», появился в 2012 году. Стартовая масса АМС (с РБ на базе АМС «Фобос-Грунт») – 8 120 кг. Масса посадочного блока – 710 кг, в том числе собственно посадочного аппарата – 40 кг. Запуск рассчитывался на РН «Союз-2». Предполагаемый срок запуска – 2026 г.

6.3. Исследования комет и астероидов

6.3.1. АМС 5ВК «Вега»

5ВК («Венера-Комета») – АМС для доставки к Венере посадочного модуля и аэростата с приборным контейнером и последующим изучением кометы Галлея. После пролета Венеры пролетный блок АМС переходил на траекторию полета к комете Галлея и выполнял исследования кометы при сближении с ней. АМС 5ВК получила наименование «Вега» – «Венера – Галлей».

Пролетный блок АМС 5ВК был разработан на базе конструкции орбитального блока станций 4В-1. На АМС устанавливались приборы, разработанные в СССР, Австрии, Болгарии, Венгрии, ГДР, Польше, Франции, ФРГ и Чехословакии.

Главным отличием от базовой конструкции была установка на АМС фототелевизионной аппаратуры на ПЗС-матрицах для передачи как цветных изображений в видимом диапазоне спектра, так и инфракрасных изображений. Фотоаппаратура устанавливалась на специальной поворотной платформе, которая в автоматическом режиме должна была отслеживать направление на комету при пролете с относительной скоростью около 80 км/с.

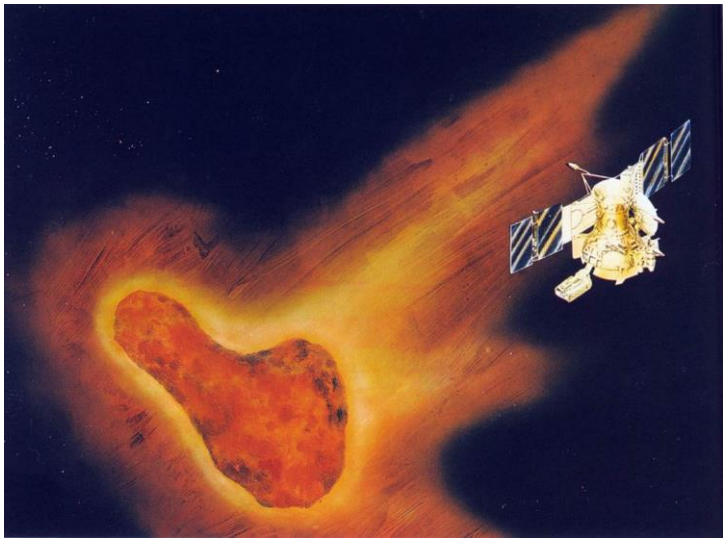


Рис. 3.133. АМС 5ВК «Вега-1» при пролете ядра кометы Галлея.

Вторым существенным отличием являлась установка специальных противопылевых экранов в местах расположения особо важной аппаратуры для защиты от повреждений при проходе через пылевой хвост (кому) кометы Галлея.

Научная аппаратура пролетного блока:

- телекамеры;
- инфракрасный спектрометр;
- спектрометр ультрафиолетового, инфракрасного и видимого диапазона;
- датчики пробития защитных экранов;
- датчики пыли;
- масс-спектрометр;
- масс-спектрометр нейтрального газа;
- анализатор энергии плазмы;
- анализатор частиц;
- магнитометр;
- анализаторы излучений и плазмы.

Масса научной аппаратуры на пролетном блоке составляла 130 кг, в т.ч. 50 кг – аппаратура, установленная на поворотной платформе, и 25 кг – масса самой поворотной платформы.

Полная масса АМС – 4 920 кг. Запуски АМС производились ракетой-носителем 8К82К «Протон» с разгонным блоком ДМ 11С824М.

В декабре 1984 года был осуществлен запуск двух АМС 5ВК – «Вега-1» и «Вега-2». Обе АМС выполнили запланированные исследования.

АМС сблизились с Венерой в июне 1985 года, поочередно сбросив на Венеру спускаемые аппараты. Пролетные блоки, совершив гравитационный маневр около Венеры, перешли на траекторию сближения с кометой Галлея.

Программой предусматривалось проведение трех сеансов проведения фотосъемки и научных исследований кометы:

- за двое суток до пролета с расстояния около 14 млн. км;
- за сутки до пролета с расстояния около 7 млн. км;
- пролетный сеанс при минимальном расстоянии до кометы около 10 000 км.

Кроме того, предусматривалась возможность проведения еще двух дополнительных сеансов, в случае, если АМС сохранят работоспособность после сближения с кометой, через сутки и через двое суток.

Пролетный блок АМС «Вега-1» 6 марта 1986 года сблизился с ядром кометы Галлея до минимального расстояния 8 879 км. Относительная скорость сближения составила 79,2 км/с. Были проведены два запланированных сеанса исследований до сближения с кометой и пролетный сеанс. Впервые в мире были получены крупномасштабные фотоизображения кометного ядра. Длительность пролетного сеанса составила 4 ч 50 мин. Аппаратура АМС зафиксировала ряд столкновений с микрочастицами при прохождении «комы» – газового хвоста кометы. Солнечные батареи сохранили 55% мощности, поэтому через сутки после сближения был проведен дополнительный сеанс исследований. Второй сеанс не проводился, чтобы не мешать приему информации от АМС «Вега-2».

9 марта 1986 года пролетный блок АМС «Вега-2» пролетел около ядра кометы с относительной скоростью 76,8 км/с и продублировал весь цикл работы научной аппаратуры АМС «Вега-1». С АМС «Вега-2» были проведены все пять сеансов работы, но при втором подлетном сеансе (с расстояния около 7 млн. км) из-за ошибки наведения не удалось получить фотоизображений кометы. Пролетный сеанс длился 5 ч 30 мин.

После пролета кометы АМС «Вега-1» и «Вега-2» остались на гелиоцентрической орбите. Связь с ними поддерживалась еще около года до исчерпания запаса сжатого азота в системе ориентации.

Информация о проведении станциями «Вега» исследований Венеры приведена в разделе 3.3.

Табл. 3.23. Запуски АМС типа 5ВК

№	Наименование	Тип АМС	Масса, кг	Дата запуска	Назначение	Примечание
1	Вега-1	5ВК №901	4 920	15.12.84	Доставка на Венеру аэростатного зонда и посадочного модуля. Сближение с кометой Галлея.	АМС прошла около Венеры 11.06.85 г., доставив посадочный модуль и аэростат. 06.03.86 г. АМС сблизилась с кометой Галлея и выполнила цикл исследований, передав, в том числе, свыше 500 фотоизображений. Минимальное расстояние до ядра кометы составило 8 879 км. Последний сеанс связи состоялся 30.01.87 г.
2	Вега-2	5ВК №902	4 920	21.12.84	Доставка на Венеру аэростатного зонда и посадочного модуля. Сближение с кометой Галлея.	АМС прошла около Венеры 15.06.85 г., доставив посадочный модуль и аэростат. 09.03.86 г. АМС сблизилась с кометой Галлея и выполнила цикл исследований, передав, в том числе, свыше 700 фотоизображений. Минимальное расстояние до ядра кометы составило 8 405 км. Связь прекращена 24.03.87 г.

6.3.2. ПРОЕКТ «ВЕСТА»

6.3.2.1. Венера-Астероиды

По советско-французской программе «Веста»[1] («ВЕнера-аСТероиды) в 1985-1986 годах обсуждался проект миссии по исследованию комет и астероидов с помощью АМС. Проект предусматривал запуск двух комплексов АМС, каждый комплекс состоял из советской АМС типа 5В «Венера» и французской АМС «Vesta».

АМС «Венера» должна была нести спускаемые аппараты для посадки на Венеру и, возможно, аэростатные зонды.

СА должны был провести следующие исследования:

- съемка поверхности Венеры в процессе спуска;
- поиск проявлений вулканической деятельности;
- изучение летучих компонентов в венерианской атмосфере.

Аэростатные зонды должны были провести исследования атмосферы Венеры в части:

- циркуляции атмосферы;
- динамики облачного слоя;
- геофизических полей.

Орбитальный блок АМС «Венера» обеспечивает доставку французской АМС «Vesta» к Венере. Разделение АМС «Vesta» и «Венера» происходит незадолго до отделения спускаемого аппарата, после чего АМС «Vesta» выполняет гравитационный маневр в поле тяготения Венеры и переходит на траекторию сближения с астероидом или кометой.

6.3.2.2. Марс-Астероиды

В 1987 году проект «Vesta» был перенацелен с Венеры на Марс, т.к. в это время в СССР прорабатывались проекты отправки АМС к Марсу. Начальная схема выглядела аналогично венерианскому варианту: в 1994 году стартуют две РН «Протон», каждая из которых отправляет к Марсу комплекс из советской АМС «Марс» и французской АМС «Vesta». Перелетно-орбитальный блок АМС «Марс» обеспечивает доставку французской АМС к Марсу и выходит на ареоцентрическую орбиту, сбросив на Марс посадочный аппарат с аэростатной станцией, а АМС «Vesta», отделившись перед этим, выполняет гравитационный маневр около Марса и переходит на траекторию полета к выбранным астероидам.

Затем программа снова была пересмотрена. Было решено разделить отправку к Марсу советских и французских АМС на отдельные запуски. По этому варианту предлагалось в сентябре и декабре 1994 года запустить к Марсу две АМС «Vesta» отдельными пусками РН «Протон».

Более подробная информация об АМС «Vesta» приведена в томе 3, часть 3, п.4.2.2 и томе 4, часть 3, п.4.1.3.

В связи с развертыванием работ по программе М1/М2/М3 проект «Веста» более детально не прорабатывался.

6.3.2.3. Проект «Zodiac-Espace»

Французский ученый Жак Бламон, один из разработчиков аэростатной системы для исследования Венеры[2], предложил для проекта «Веста» аэростатную систему для изучения Марса, получившую название «Zodiac-Espace»[3] В отличие от венерианского аэростата, плавающего на большой высоте, марсианский аэростат должен ночью опускаться до поверхности Марса, а днем в результате нагрева газа внутри оболочки аэростата вновь подниматься на высоту 6-8 км.

[1] См. том 4, часть 3, п.4.1.3.

[2] См. п.4.3.

[3] «Зодиак-Космос», фр.

Согласно проекту, система состоит из «закрытого» аэростата с герметичной оболочкой, «открытого» аэростата с оболочкой, имеющей большое отверстие в днище, и троса с научными приборами. Объем «закрытого» аэростата 2 000 м^3, толщина оболочки 8 мкм. Объем «открытого» аэростата 3 800 м^3, толщина оболочки 3,5 мкм. Общая масса аэростатов 33 кг. «Закрытый» аэростат заполняется гелием, но его подъемной силы недостаточно для поднятия троса с приборами. «Открытый» аэростат при нагреве оболочки в лучах Солнца начинает наполняться атмосферным воздухом, который, нагреваясь, расправляет оболочку. При достижении температуры +55 С° создаваемая подъемная сила обеспечит вертикальную скорость «всплытия» аэростатной системы около 1 м/с.

Рис. 3.134. Система «Zodiac-Espace»

Под действием ветра аэростат должен смещаться за марсианский день на расстояние до 500 км. С наступлением ночи остывающий газ будет сжиматься, подъемная сила аэростата уменьшится, и он снизится до высоты, при которой приборы, прикрепленные к оболочке на тросе, окажутся на поверхности Марса. Бламон подчеркивал, что предложенная им система является мобильной, и ей не страшны преграды в виде камней, скал, ущелий и кратеров. В то же время эта система позволит исследовать грунт в нескольких точках и провести атмосферные наблюдения в обширной части планеты.

В составе возможных приборов назывались съемочная камера, приборы электромагнитного и магнитотеллурического зондирования для определения химического состава почвы и содержания в ней воды, магнитометр и приборы для исследования атмосферы и метеорологического наблюдения.

6.3.2.4. Проект «Астероид»

Одним из вариантов АМС, рассматривавшихся в рамках проекта «Веста», был проект АМС «Астероид». АМС должна была сблизиться с Марсом, а затем совершить облет пяти астероидов. На один или два астероида должны были быть сброшены два пенетратора. Возможный план полета приведен ниже:

13.12.96 г. – старт;
08.10.97 г. – сближение с Марсом;
17.09.98 г. – сближение с астероидом Фортуна (Fortune);
26.11.98 г. – сближение с астероидом Гармония (Harmonia);
14.06.99 г. – сближение с астероидом Веста (Vesta);
12.10.99 г. – сближение с астероидом Хэлди (Haldey);
22.07.00 г. – сближение с астероидом Джева (Juewa).

Проект не осуществлялся.

6.3.3. Проект «Апофис»

В 2010 году была опубликована информация, что к включению в Федеральную космическую программу на 2016-2025 г.г. готовится проект разработки АМС «Апофис» для исследования одноименного астероида. Астероид Апофис имеет орбиту, периодически пересекающую орбиту Земли в потенциально опасной близости.

Основные задачи АМС:

- уточнение основных характеристик и параметров орбиты астероида;
- дистанционные и, возможно, контактные исследования его поверхности;
- проверка эффективности метода «гравитационного трактора» – отклонения астероида с орбиты, угрожающей столкновением с Землей.

Предлагавшийся срок запуска АМС – 2020 г.

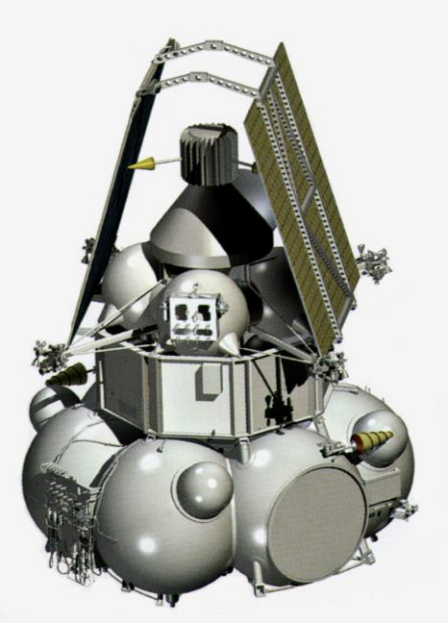


Рис. 3.135. АМС «Апофис»

6.3.4. Проект МКА-ЭРДУ «Анапа»

МКА-ЭРДУ «Анапа» — малый космический аппарат с электрореактивной двигательной установкой. Проект разрабатывается в инициативном порядке группой молодых специалистов НПО им. С.А. Лавочкина при участии ряда ведущих институтов. Основное достоинство проекта – малая стоимость как на разработку и изготовление, так и на запуск, так как АМС «Анапа» может быть запущена в качестве попутного полезного груза.

Назначение АМС – отработка технологии полетов с электрореактивными двигателями в полете к одному или нескольким астероидам. В качестве объектов для исследования называются астероиды 2011 UK10 и Апофис. АМС должна сблизиться с астероидом и дать возможность уточнить траекторию, массу и состав астероида.

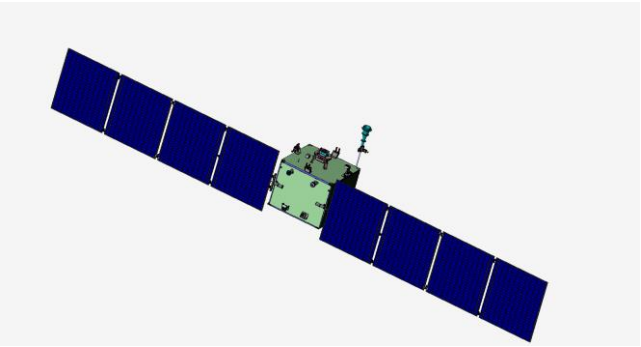


Рис. 3.136. АМС «Анапа»

Расчетная масса АМС «Анапа» – 400 кг, в т.ч. масса научных приборов – 16 кг. Определено, что в составе приборов будут фотокамера высокого разрешения в видимом диапазоне, инфракрасный спектрометр и гамма-спектрометр.

Проект анонсирован в 2013 году. Запуск был бы возможен (при своевременном финансировании) в 2021 году.

6.3.5. Проект «Комета-Грунт»

В 2006 году НПО им. С.А. Лавочкина выдвинуло предложение о разработке АМС «Комета-Грунт» для доставки на Землю вещества одной из комет. Возможный срок запуска оценивался, как 2018 г.

6.4. «Солнечные» АМС

6.4.1. АМС 2АС «Гелиозонд»

«Программой исследования космического пространства на 1986-2000 годы», разработанной в НПО им. С.А. Лавочкина в 1984 году, предусматривалось создание АМС 2АС «Гелиозонд» для наблюдения за обратной стороной Солнца. Предлагалось вывести две АМС на гелиоцентрическую орбиту, по которой движется Земля, но со сдвигом на 120° вперед и назад относительно Земли. Эти АМС обеспечили бы возможность постоянного всестороннего наблюдения за Солнцем. АМС должны были создаваться на платформе УМВЛ. Запуск планировался на 1992 год.

6.4.2. Проект АМС «Циолковский»

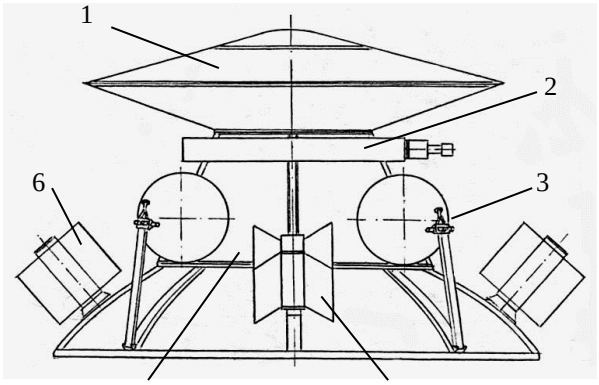
В 1988 г. НПО им. С.А. Лавочкина в рамках научно-исследовательской работы (тема «Корона») рассматривало предложение по созданию АМС для исследования Солнца. АМС, имевшая рабочее обозначение «ЮС» («Юпитер-Солнце») и названная позднее «Циолковский», должна была выводиться на эллиптическую траекторию с перигелием 4 млн. км. Выведение планировалось выполнить с облетом Юпитера.

Конструктивно АМС должна была состоять из двух блоков: траекторный блок и солнечный зонд. Траекторный блок должен был обеспечивать полет АМС на участке полета от Земли до Юпитера и после пролета Юпитера.

АМС «ЮС» должна была нести радиоизотопный термогенератор, телекамеры, научное оборудование и сбрасываемый зонд для исследования атмосферы Юпитера. Передача информации на Землю должна была осуществляться через остронаправленную антенну диаметром более 4 м. Масса АМС около 2 000 кг, в т.ч. сбрасываемого зонда – 500 кг. Рассматривалось две возможных конструктивно-компоновочных схемы АМС – в виде остроконечного конуса и в виде диска. АМС для уменьшения нагрева при сближении с Солнцем должна была поддерживать ориентацию острием конуса или ребром диска в направлении к Солнцу.

Для запуска АМС должна была использоваться РН 8К82К «Протон-К». Запуск АМС предлагалось провести в середине 1990-х годов.

Проект остался на уровне технического предложения.



1 – солнечный зонд
2 – научная аппаратура траекторного блока
3 – двигатели управления
4 – двухзеркальная антенна
5 – топливные баки
6 – радиоизотопный генератор

Рис. 3.137. АМС «ЮС»

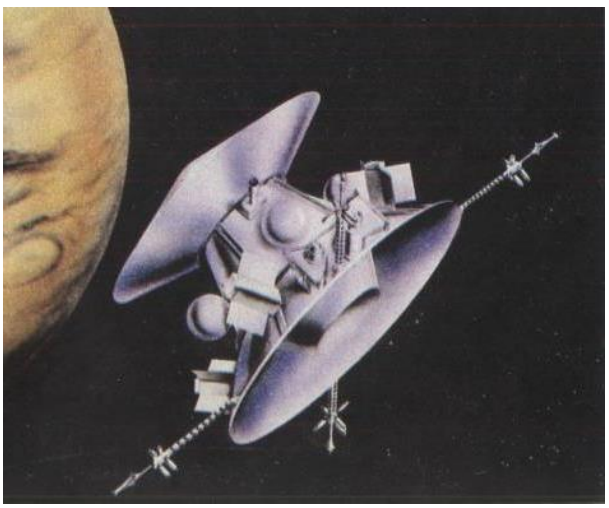


Рис. 3.138. АМС «ЮС» («Циолковский»)

6.4.3. Проект «Пламя»

В 1994 году в рамках совместного решения РКА и NASA была достигнута договоренность еще об одном совместном проекте, получившем в России наименование «Пламя». Целью проекта являлось исследования Солнца и солнечной короны. В российской части проекта были использованы наработки по проекту АМС «Циолковский».

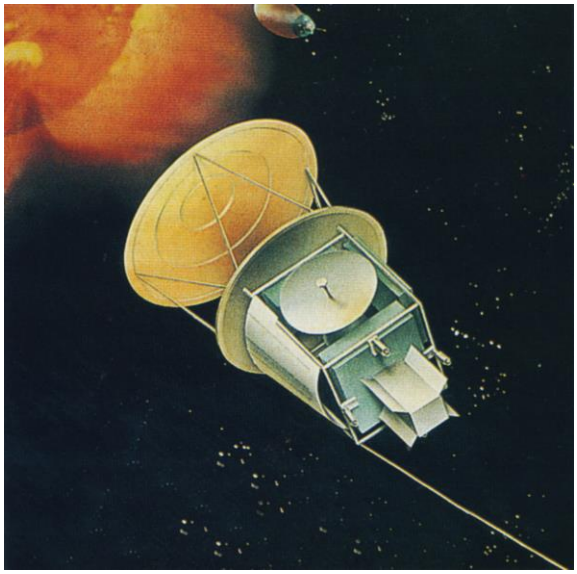


Рис. 3.139. АМС «Пламя»

Предполагалось запустить две АМС – российскую АМС «Пламя» и американскую АМС «Solar Probe» на одной РН 8К82К «Протон-К» с двумя разгонными блоками: ДМ и «Star-48B». АМС должны были быть выведены на траекторию полета к Юпитеру. После выполнения гравитационного маневра АМС должны были перейти на эллиптические орбиты с перигелием 2,74 млн. км (американская АМС) и 6,9 млн. км (российская АМС). Обе АМС должны были при облете Солнца проходить через полярные области околосолнечного пространства.

Масса АМС «Пламя» 350 кг, в т.ч. 35 кг научной аппаратуры.

Запуск АМС планировалось произвести в 2003 году. Длительность полета до Юпитера – 530 суток, время полета до перигелия (полупериод обращения) – 800 суток.

Работы по проекту прекращены в конце 1997 года.

6.4.4. Проект АМС «Солнечная платформа»

В 1999 году РКК «Энергия» разработала проект АМС «Солнечная платформа».

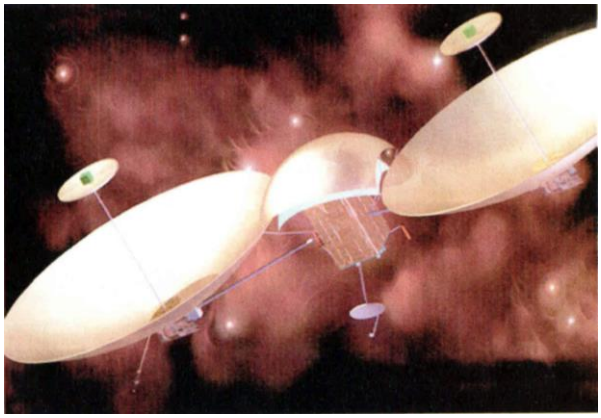


Рис. 3.140. АМС «Солнечная платформа»

АМС имеет электрореактивную ДУ, работающую от плоских термоэмиссионных электрических преобразователей, установленных в фокусах двух параболических концентраторов. Площадь каждого из концентраторов – около 30 м^2.

ДУ состоит из двух пар двигателей Д-55 разработки ЦНИИМаш, тягой по 6 гс каждый.

Для обеспечения теплового режима бортовой аппаратуры на центральном блоке АМС устанавливается специальный радиационный экран, состоящий из двух зеркальных поверхностей, расположенных одна над другой.

Масса АМС около 1 000 кг, в т.ч. 100 кг научной аппаратуры и 160 кг ксенона.

Запуск АМС производится РН «Молния». АМС выводится на траекторию полета к Венере. Используя четыре гравитационных маневра при последовательных пролетах около Венеры, АМС выходит на рабочую орбиту с радиусом перигелия 20 млн. км и наклонением к плоскости эклиптики 40 град.

Проект являлся скорее рекламным, чем всерьез рассчитанным на реализацию, т.к. предложенная энергетическая установка представляет собой новое непроверенное решение, да к тому же на базе сложной пространственной конструкции, развертывание которой само по себе является сложной и требующей отработки задачей.

6.4.5. ПРОЕКТ «ИНТЕРГЕЛИОС»

В конце 1990-х годов ESA определила одной из краеугольных задач космических исследований задачу изучения Солнца, в том числе с близких расстояний. Программа создания АМС для наблюдения Солнца с орбиты, имеющей перигелий менее орбиты Меркурия, получила наименование «Interhelios». К работе над проектом были приглашены ученые разных стран. В процессе работ разными разработчиками, в том числе и российскими, было последовательно подготовлено несколько проектов АМС.

6.4.5.1. Проект «Солнечный зонд»

В СССР научно-исследовательские работы по определению характеристик аппарата для изучения Солнца с близких расстояний проводились с 1980-х годов. НИР «Солнечный зонд», выполненная в ЦНИИМаш, была направлена на разработку основы конструкции околосолнечной АМС – конических многослойных теплозащитных экранов. Позднее результаты НИР были переданы в ИЗМИРАН, где были положены в основу проекта АМС «Интергелиос».

6.4.5.2. Проект АМС «Интергелиос»

Российско-германский проект «Интергелиос» предусматривал создание АМС для исследования Солнца с расстояния 12-30 солнечных радиусов. АМС должна быть выведена на рабочую гелиоцентрическую орбиту путем многократного использования гравитационных маневров при пролете Венеры. Проект разрабатывался Российской академией наук в конце 1990-х годов с участием ученых из Германии.

6.4.5.3. АМС «Интергелиозонд»

К 2005 году проект «Интергелиос» стал чисто российским, а название трансформировалось в «Интергелиозонд».

По уточненным проработкам предлагается с помощью гравитационных маневров у Венеры вывести АМС на околосолнечную орбиту с перигелием 42 млн. км (60 солнечных радиусов) с последующим снижением до 30-40 радиусов и, возможно, далее до 10-12 радиусов.

Основное назначение: исследования параметров излучений Солнца с близких расстояний с высокой чувствительностью и разрешением в оптическом, ультрафиолетовом, рентгеновском и гамма-диапазонах, параметров солнечного ветра для решения проблем разогрева солнечной короны и ускорения солнечного ветра, происхождения солнечных вспышек и коронарных выбросов плазмы.

Состав научной аппаратуры:

- рентгеновский телескоп;
- рентгеновский спектрометр;
- магнитограф;
- коронограф;
- оптический фотометр;
- анализатор ионов солнечного ветра;
- анализатор электронов солнечного ветра;
- анализатор плазмы и пыли;
- магнито-волновой комплекс;
- магнитометр;
- детектор энергичных частиц;
- детектор солнечных нейтронов;
- гамма-спектрометр;
- радиоспектрометр.

АМС должна быть оборудована теплозащитным экраном и двигателями малой тяги для выполнения орбитальных маневров. Сопутствующей задачей называется возможное исследование Меркурия при близких пролетах. Расчетный срок активного существования – 5 лет.

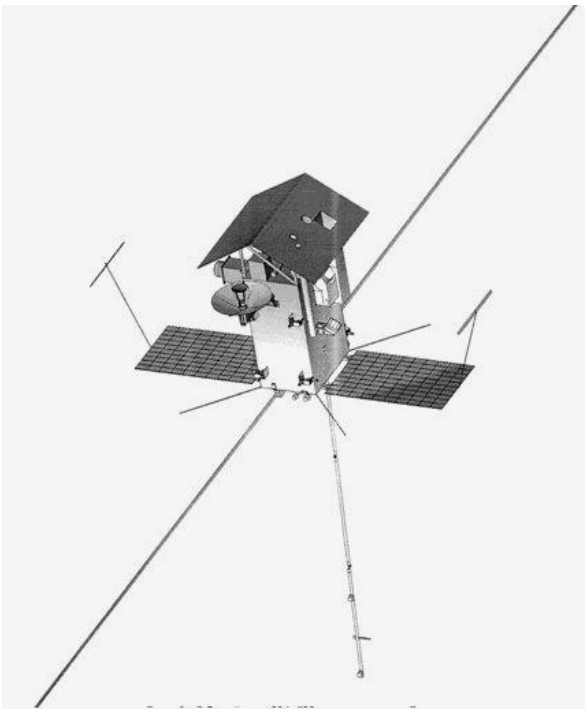


Рис. 3.141. АМС «Интергелиозонд»

Масса АМС 8 120 кг, в т.ч. масса научных приборов – около 120 кг. Запуск рассчитывался на РН «Союз-2».

Предлагавшийся срок запуска – 2010 год, затем 2012, 2014, 2017 год. К 2012 году возможный срок запуска определялся, как не ранее 2020 года.

6.4.5.4. Проект «Полярный эклиптический патруль»

Проект предусматривал выведение двух АМС на гелиоцентрические круговые орбиты радиусом 0,5 а.е., наклоненные к плоскости эклиптики для наблюдения за полярными областями и обратной стороной Солнца.

6.5. КА в точках Лагранжа

6.5.1. АСТРОФИЗИЧЕСКИЕ ОБСЕРВАТОРИИ «СПЕКТР»

6.5.1.1. КА «Спектр-Р»

Разработка КА была начата в 1979-1980 году. КА «Спектр-Р» представляет собой космический радиотелескоп для выполнения астрофизических наблюдений в радио-диапазоне электромагнитного спектра. Диаметр параболической антенны КА – 10 м. Телескоп совместно с наземными радио-телескопами образует интерферометр с базой свыше 300 000 км, благодаря чему обеспечивает получение самого высокого углового разрешения в радиодиапазоне – до 8 микросекунд. Этот комплекс получил наименование «Радиоастрон»,

Рис. 3.142. КА «Спектр-Р»

Общая масса ИСЗ – около 3 850 кг. Запуск КА «Спектр-Р» был произведен 18.07.11 г. ракетой-носителем «Зенит-2SLБ80» с разгонным блоком «Фрегат-СБ». КА выведен на орбиту ИСЗ с параметрами 600 х 338 500 км, наклонение 51,3 град., период обращения 8,2 суток. При расчетном сроке работы в 5 лет, «Спектр-Р» по состоянию на середину 2018 года оставался в исправном состоянии.

6.5.1.2. КА «Спектр-РГ»

6.5.1.2.1. Проект 1987 года

Первоначальный проект «Спектр-РГ» («Спектр-Рентген-Гамма») предусматривал создание тяжелой научной станции, несущей четыре рентгеновских телескопа, выполняющих наблюдение в разных диапазонах рентгеновского излучения, два ультрафиолетовых телескопа и детектор гамма-всплесков. Станция должна была создаваться на базе платформы «Око» и выводиться на высокоэллиптическую орбиту высотой 500х200 000 км. Масса станции – 6 250 кг. Запуск планировался на 1998 год.

Из-за недостаточного финансирования срок изготовления и запуска КА отодвигался, а в 2002 году работы по проекту «тяжелого» КА «Спектр-РГ» были остановлены.

6.5.1.2.2. Проект 2002 года

В 2002 году вместо «тяжелого» ИСЗ «Спектр-РГ» были начаты работы по проекту «легкого» КА с рентгеновскими телескопами. КА было предложено вывести в точку либрации L2 системы Земля-Солнце.

На конкурсной основе рассматривалось два проекта:

- проект РКК «Энергия» на платформе «Ямал»;
- проект НПО им. С.А. Лавочкина на базе платформы «Навигатор».

Советом по космосу РАН был выбран второй вариант.

КА «Спектр-РГ» должен нести два рентгеновских телескопа:

- ART-XC российской разработки;
- eROSITA, разработанный в Германии.

Рис. 3.143. КА «Спектр-РГ»

Расчетное время работы АМС «Спектр-РГ» – 7,5 лет.

Стартовая масса АМС – 2 385 кг, из них 370 кг – масса топлива. Запуск КА «Спектр-РГ» был запланирован на 2014 год с помощью РН «Зенит-2SБ» и РБ «Фрегат».

6.5.1.2.3. Проект 2013 года

В 2013 году было объявлено о изменениях в проекте. Была уточнена стартовая масса КА – 2 647 кг, из них 380 кг – масса топлива, 1 228 кг – масса телескопов и сопутствующего оборудования. Предположительно, запуск должен был быть произведен с помощью РН «Протон» с разгонным блоком «Бриз». Срок запуска был перенесен на 2015 год, но так и не состоялся.

Запуск КА «Спектр-РГ» был осуществлен 13.07.2019 года. На расчетную гало-орбиту вблизи точки Лагранжа L2 КА прибыл 21.10.2019 г.

6.5.1.3. Проект КА «Спектр-УФ»

КА «Спектр-УФ» предназначен для проведения фундаментальных астрофизических исследований в ультрафиолетовом и видимом диапазонах электромагнитного спектра с высоким угловым разрешением, а также для регистрации гамма-излучения в энергетическом диапазоне от 10 кэВ до 10 МэВ. Запуск КА на геосинхронную орбиту ИСЗ планируется произвести в 2025 году.

6.5.1.4. Проект КА «Спектр-М»

КА «Спектр-М» («Миллиметрон») предназначен для проведения исследований в миллиметровом и ультрафиолетовом диапазонах электромагнитного излучения на длинах волн от 0,02 до 17 мм. КА «Миллиметрон» создается на базе платформы «Навигатор» и несет антенну диаметром 10 м.

КА должен быть выведен в точку Лагранжа L2 системы Земля-Солнце. Запуск предполагается произвести в конце 2020-х годов.

Рис. 3.144. КА «Спектр-УФ»

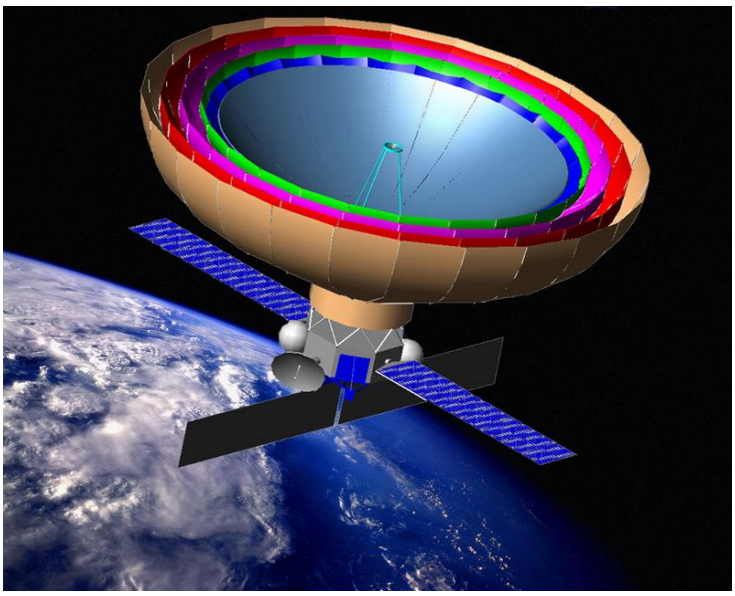


Рис. 3.145. КА «Спектр-М»

ГЛАВА 7. ИСЗ НА БАЗЕ АМС

7.1. Платформа 4В/5В

7.1.1. КА «Астрон» 1А

Астрон 1А – автоматический КА для проведения астрофизических исследований. КА создан на базе АМС серии 4В-2 «Венера». Основные отличия: отсутствует АДУ и топливные баки, вместо этого установлена дополнительная научная аппаратура. Так, в частности, на борту КА установлены двухканальный ультрафиолетовый телескоп и комплекс рентгеновских спектрометров общей массой около 700 кг. Система ориентации, разработанная для АМС 4В, обеспечивала наведение на нужный астрономический объект с высокой точностью в течение 4 часов.

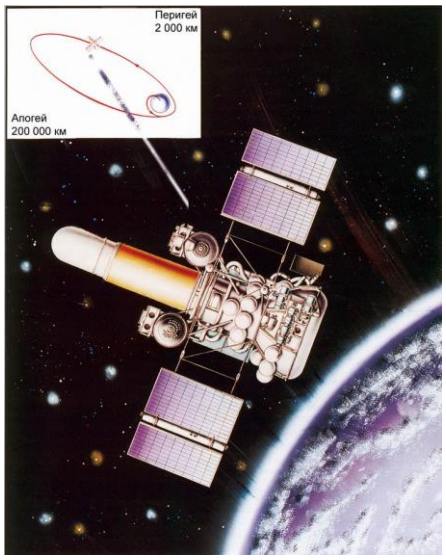


Рис. 3.146. КА «Астрон» 1А

Масса КА «Астрон» 1А – около 3 500 кг.

КА был изготовлен в одном экземпляре (сер. № 602) и выведен 23.03.83 г. на высокоэллиптическую орбиту высотой 2 000 х 200 000 км. Наклонение орбиты 51,5 град., период обращения 5 880 минут.

7.1.2. КА «Гранат» 1АС

«Гранат» 1АС – автоматический КА для проведения астрофизических исследований. КА 1АС. разработан на базе АМС серии 5В «Вега».

На КА был установлен французский гамма-рентгеновский телескоп и другая астрофизическая аппаратура. Масса КА – около 4 400 кг, в т.ч. масса научной аппаратуры 2 146 кг. Высота КА – 6,5 м, размах солнечных батарей – 8,5 м. Расчетная длительность работы КА «Гранат» – восемь месяцев.

01.12.89 г. КА был выведен на высокоэллиптическую орбиту с параметрами: высота 2 000 х 200 000 км, наклонение 51,5 град., период обращения около 4 суток.

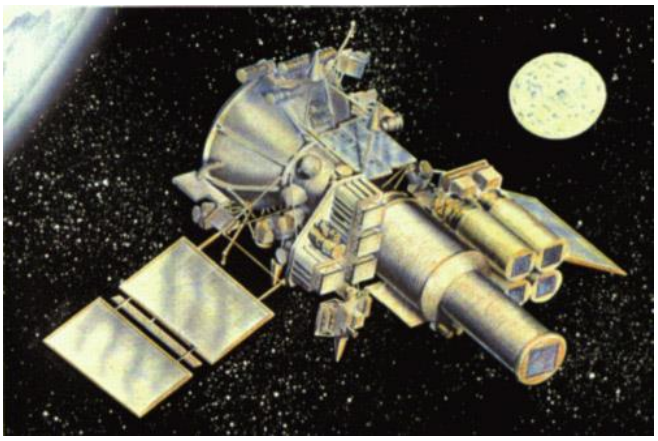


Рис. 3.147. КА 1АС «Гранат»

КА «Гранат» проработал в штатном режиме около 4,5 лет, после чего запас сжатого азота в системе ориентации снизился до минимального, и работа с КА продолжилась по новой схеме. 30.09.94 г. КА был стабилизирован закруткой, однако периодически (один раз в полгода) по команде с Земли восстанавливал трехосную ориентацию для проведения исследований центра Галактики.

С 1997 года финансирование работ с КА «Гранат» было прекращено, однако периодические сеансы наблюдений космических объектов аппаратурой КА продолжались до полного истощения запасов азота в системе ориентации, которое произошло в конце 1998 года.

Связь с КА прервалась 27.11.98 г. В конце мая 1999 года КА «Гранат» вошел в плотные слои атмосферы и разрушился.

7.1.3. Многоцелевой высокоорбитальный модуль

В 1980-х годах в НПО им. С.А. Лавочкина на базе платформы 4В был разработан МВМ – многоцелевой высокоорбитальный модуль. МВМ предназначался для размещения комплексов аппаратуры наблюдения и обеспечения их функционирования на орбитах ИСЗ с высотой от 2 000 до 120 000 км.

Главной особенностью МВМ являлось оснащение его прецизионной системой управления ориентацией и стабилизацией, обеспечивающей:

- наведение КА на исследуемые объекты в космическом пространстве с точностью до 1-2 угловых минут;
- стабилизацию программной угловой скорости КА при развороте вокруг трех осей с точностью до 0,0001 град./с;
- быстрые перенацеливания КА при переходе от одного наблюдаемого объекта к другому.

Масса модуля МВМ без полезной нагрузки составляла около 4,5 т. Масса полезного груза могла составлять от 1,0 до 1,4 т. Выведение КА должно было осуществляться с помощью РН «Протон-К» с разгонным блоком Д.

МВМ, кроме двигателей ориентации и стабилизации, имел маршевую ДУ с запасом характеристической скорости не менее 85 м/с. ДУ модуля обеспечивала довыведение КА на требуемую орбиту, а также поддержание заданной высоты орбиты в течение 2-3 лет.

7.1.4. КА «Аркон-1» («Аракс» 11Ф664)

Спутник двойного назначения (военного – оптико-электронной разведки, и гражданского – наблюдения за земной поверхностью в интересах науки, экологии и народного хозяйства) на базе модуля МВМ.

КА предназначался для проведения съемки поверхности Земли в восьми полосах видимого и ближнего ИК диапазонов (0.4-1.1 мкм). Зеркальная телескопическая система КА имела фокусное расстояние 27 м, разрешение 2-5 м и ширину полосы захвата 30 км.

Были запущены два КА: 06.06.97 г. «Космос-2344» и 25.07.02 г. «Космос-2392». Перигей составляет около 1 500 км, апогей – 1 700-2 700 км, наклонение орбиты 63,5 град. Масса – около 6 000 кг. Запуск производился РН 8К82К «Протон-К» с разгонным блоком 17С40.

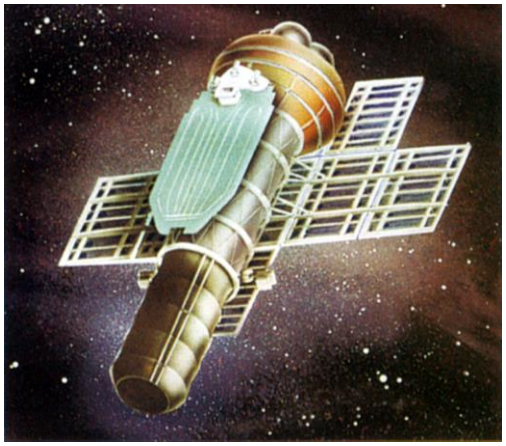


Рис. 3.148. КА «Аркон-1»

7.1.5. КА «Ломоносов»

Проект КА «Ломоносов» для астрономических исследований разрабатывался в конце 1970-х годов на платформе АМС 4В. Проект не был реализован из-за отсутствия финансирования.

Вторично к проекту КА «Ломоносов» вернулись в конце 1980-х – начале 1990-х годов. КА разрабатывался на основе использования модуля МВМ.

КА «Ломоносов» должен был нести оптико-электронный комплекс на базе зеркального телескопа системы Кассегрена с диаметром главного зеркала 1,05 м и эквивалентным фокусным расстоянием 50 м.

Масса КА 5,88 т, в т.ч. научной аппаратуры – 1,0 т, полная длина – 9 м. Площадь солнечных батарей – 50 м^2. Расчетный срок работа КА – 2-3 года.

Предполагалось осуществить запуск КА «Ломоносов» в 1995-1996 годах, но из-за нехватки средств изготовление КА вновь не состоялось.

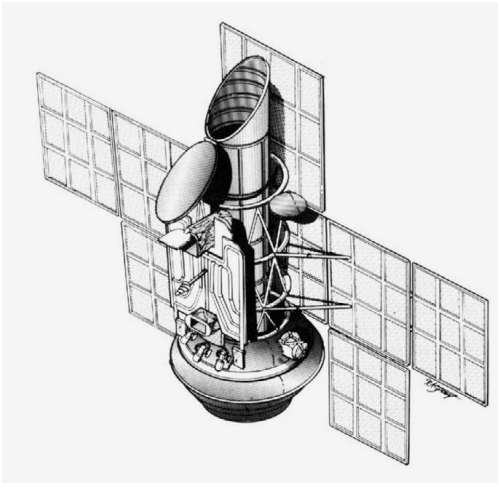


Рис. 3.149. КА «Ломоносов»

Табл. 3.24. Запуски ИСЗ, созданных на базе АМС 4В и МВМ

№	Наименование	Тип и сер. №	Дата запуска	Масса, кг	Назначение	Параметры орбиты	Примечание
1	Астрон	1А №602	23.03.83	3 500	Астрофизические исследования	2 000х200 000 км, 51,5 град. Т= 5 880 мин.	Связь прекращена 23.03.91 г.
2	Гранат	1АС	01.12.89	4 400	Астрофизические исследования	2 000х200 000 км, 51,5 град. Т= 4 сут.	Активная работа до 1997 г. Связь прекращена 27.11.98 г. КА прекратил существование в конце мая 1999 г.
3	Космос-2344	Аркон-1, Аракс, 11Ф664	06.06.97	6 000	Оптико-электронная разведка и дистанционное зондирование Земли	1 500х1 700 км, 63,5 град.	ИСЗ двойного назначения.
4	Космос-2392	Аркон-1, Аракс, 11Ф664	25.07.02	6 000	Оптико-электронная разведка и дистанционное зондирование Земли	1 500х2 700 км, 63,5 град.	ИСЗ двойного назначения.

7.2. КА на базе платформы УМВЛ

«Программой исследования космического пространства на 1986-2000 годы», разработанной НПО им. С.А. Лавочкина в 1984 году, предусматривались также создание и запуск научно-исследовательских ИСЗ на базе универсальной платформы УМВЛ, перечисленных ниже в табл. 3.25. В связи с распадом СССР и последовавшими вследствие этого разрушением кооперации, разрывом хозяйственно-экономических связей и прекращением финансирования программа не осуществлена. Перечисленные в таблице КА не создавались.

Табл. 3.25. Научно исследовательские КА на базе УМВЛ (проект)

Год	ИСЗ	Назначение
1990	2А	ИСЗ для радиоастрономических наблюдений в СМ и ДМ диапазонах.
1993	2АМ	ИСЗ для радиоастрономических наблюдений в ММ диапазоне.
1995	2АГ	ИСЗ для астрофизических исследований в гамма-диапазоне.
1997	2А	КА с телескопом (ультрафиолетовым, инфракрасным или гамма телескопом);
1999	2А	КА с телескопом (ультрафиолетовым, инфракрасным или гамма-телескопом).

ГЛАВА 8. «ЛУННЫЕ СТРАДАНИЯ»

8.1. Проект «Луна-Глоб» 1997 года

В 1997 году Секция «Планеты и малые тела Солнечной системы» Совета по космосу РАН предложила три темы для проведения НИР по разработке АМС:

- «Луна-Глоб» (ранее «Селена») – исследования Луны;
- «Фобос-Грунт» – доставка образцов грунта Фобоса;
- «Марс-Астер» – создание марсохода.

Несмотря на то, что в июне 1998 года из трех перечисленных тем к дальнейшей разработке был утвержден проект «Фобос-Грунт», работы по теме «Луна-Глоб» было рекомендовано продолжать.

Идея проекта «Луна-Глоб» принадлежит Институту Геохимии и Аналитической Химии (ГЕОХИ). Участие НПО им. С.А. Лавочкина в данном проекте заключалось в разработке технических предложений по облику АМС.

Основным назначением проекта была доставка и сброс на Луну трех пенетраторов массой по 250 кг для изучения глубинного строения Луны. АМС должна была выходить на орбиту ИСЛ. Пенетраторы, стабилизируемые вращением, предполагалось сбрасывать поочередно в процессе перехода с подлетной траектории на орбитальную, так, чтобы пенетраторы попали в разнесенные друг от друга районы. Пенетраторы снабжены ТДУ, состоящей из связки РДТТ. ДУ включается по сигналу лазерного высотомера на высоте примерно 10 км, обеспечивая скорость соударения пенетратора с поверхностью Луны 80±10 м/с.

После сброса пенетраторов АМС выходит на полярную орбиту ИСЛ и служит ретранслятором для сигналов, передаваемых пенетраторами.

Запуск АМС рассчитывалось производить ракетой-носителем «Молния-М» или «Союз-2» с дополнительным разгонным блоком.

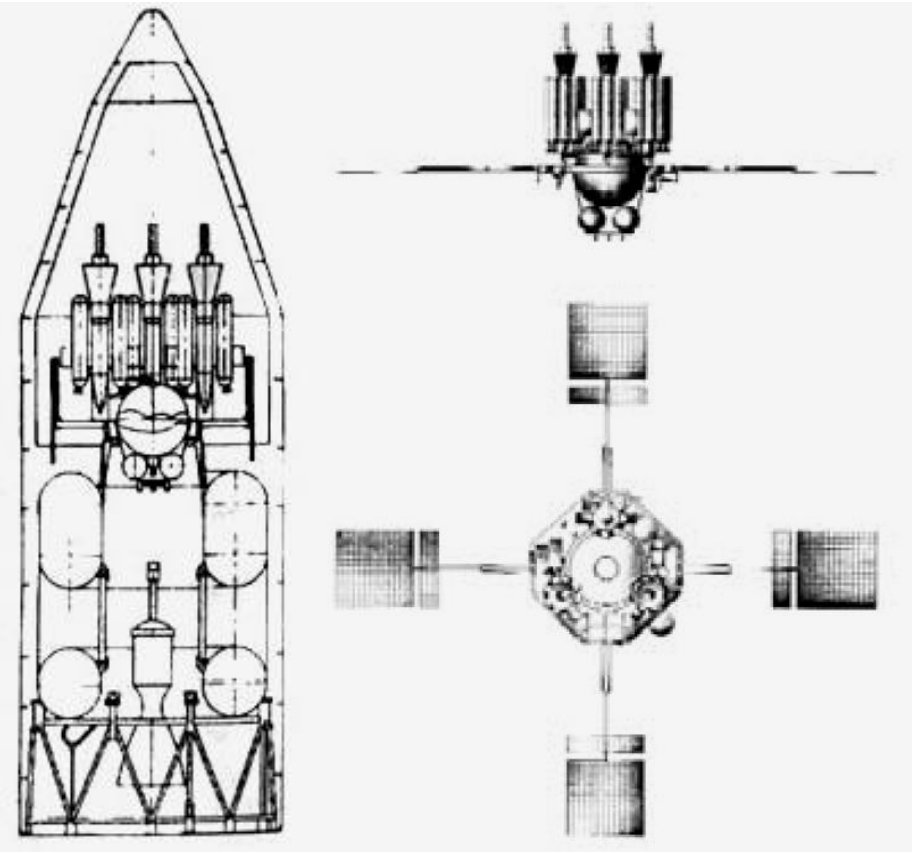


Рис. 3.150. АМС «Луна-Глоб». Проект 1997 года

8.2. Проект 1998 года

В 1998 году проект был уточнен. Задачи проекта были расширены и стали включать два типа сейсмических экспериментов и прямое исследование грунта.

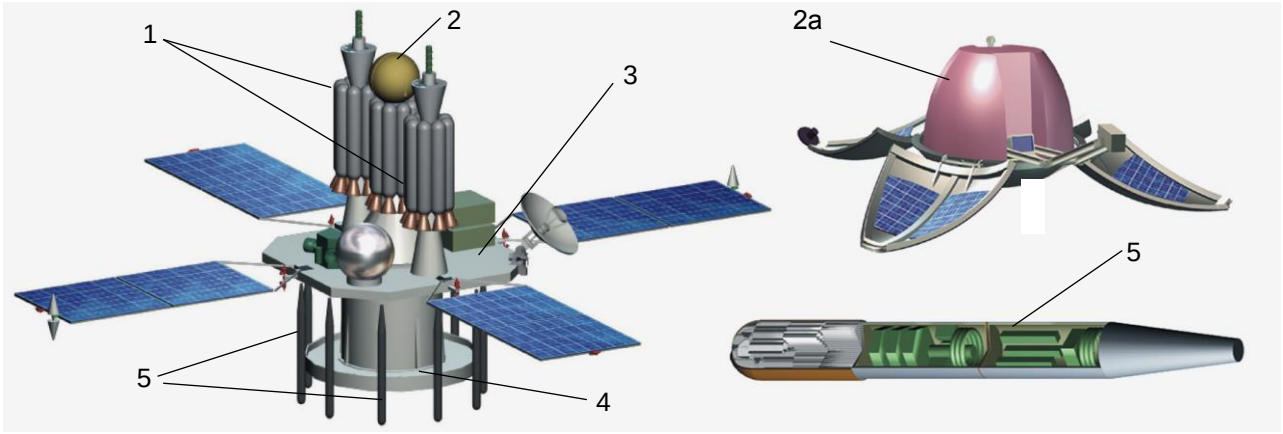
Сейсмический эксперимент первого типа заключался в создании подобия сейсмической антенны из группы сейсмометров. 10 высокоскоростных пенетраторов ВСП, несущих сейсмометры, сбрасываются с подлетной траектории и заглубляются в грунт поверхности Луны. Конструкция пенетраторов должна выдерживать перегрузки до 10 000g.

Для проведения сейсмического эксперимента второго типа на Луну с помощью пенетраторов ПЛ (пенетратор-лэндер) должны были быть доставлены широкополосные сейсмометры, имеющие высокую чувствительность в области длиннопериодических колебаний. Ученые рассчитывали с помощью широкополосных сейсмометров получить информацию о глубинном строении Луны.

Исследование грунта планировалось произвести в южном полярном кратере, где, в частности, возможно присутствие вымороженной воды. Посадочный модуль ПМ должен был совершить мягкую посадку в районе южного полюса Луны. В модуле предполагалось установить масс-спектрометр, телевизионную камеру, гамма-спектрометр, нейтронный спектрометр и другие приборы.

По проекту АМС состояла из перелетного модуля, двух пенетраторов ПЛ с широкополосными сейсмометрами, посадочного модуля ПМ и кассеты с 10 высокоскоростными пенетраторами ВСП.

Схема полета АМС «Луна-Глоб» выглядит следующим образом. АМС выводится на траекторию непосредственного попадания в выбранный район Луны. При приближении к Луне происходит отделение кассеты ВСП, стабилизированной вращением. На дистанции 800 км до поверхности Луны от кассеты отцепляются первые пять пенетраторов. На высоте 400 км отделяются оставшиеся пять пенетраторов. Первая пятерка падает на поверхность Луны в точках, разнесенных по окружности диаметром 10-15 км. Вторая пятерка образует внутреннюю окружность диаметром 5-6 км. Скорость ВСП в момент соприкосновения с поверхностью составляет 2,5-3,0 км/с. Пенетраторы заглубляются в грунт на глубину нескольких метров, оставляя на поверхности радиопередающее устройство, связанное кабелем с заглубленным сейсмометром.



1 – пенетраторы ПЛ
2 – посадочный модуль
2а – посадочный модуль после посадки
3 – перелетный модуль
4 – кассета с пенетраторами
5 – высокоскоростные пенетраторы ВСП

Рис. 3.151. АМС «Луна-Глоб». Проект 1998 года

После сброса кассеты ВСП происходит поочередное отделение двух пенетраторов ПЛ, также стабилизируемых закруткой. Нацеливание пенетраторов в заданную точку поверхности производится путем корректировки траектории АМС. На высоте около 2 км включаются тормозные ДТТ, гасящие скорость пенетраторов до нулевой. После отделения отработавших РДТТ пенетраторы снова продолжают свободно падать. Скорость соударения пенетраторов ПЛ с поверхностью от 60 до 200 м/с. Перегрузки при соударении – до 500g.

Перелетный модуль АМС, продолжающий нести посадочный модуль ПМ, выходит на окололунную полярную орбиту. Через некоторое время посадочный модуль отделяется и переводится на траекторию снижения. Посадочный модуль, аналогично пенетраторам ПЛ, стабилизируется вращением и тормозится с помощью связки РДТТ. Падение ПМ на поверхность Луны происходит со скоростью около 5 м/с и амортизируется с помощью надувных баллонов. Перелетный модуль АМС остается на орбите и служит ретранслятором для всех доставленных на Луну устройств.

Для пенетраторов и посадочного модуля АМС «Луна-Глоб» были выбраны следующие районы посадки:

- ПЛ 1 0,7° с.ш., 23,5° в.д.
- ПЛ 2 3° с.ш., 23,4° з.д.
- ВСП 18° ю.ш., 52° в.д.
- ПМ 88° ю.ш., 38° в.д.

Пенетраторы ПЛ было запланировано сбросить в районы посадки американских экспедиций «Apollo-11» и «Apollo-12» для возможности сравнения получаемых сейсмо-данных с полученными в 1969 году.

Масса АМС 5,05 т, в т.ч. масса перелетного блока – 2,2 т; масса посадочного модуля – 250 кг; масса пенетраторов ПЛ – по 250 кг; масса пенетраторов ВСП – по 200 кг. Кроме того, на перелетном модуле планировалось установить до 100 кг научных приборов.

Запуск АМС «Луна-Глоб» был рассчитан на РН «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат».

8.3. Проект 2006 года

За время отсутствия реального воплощения проект «Луна-Глоб» к 2006 году трансформировался в обширную программу, столь же далекую от осуществления. Программа была подготовлена НПО им. С.А. Лавочкина совместно с Российской академией наук и рассчитывалась на выполнение в период с 2009 по 2015 г.г. Программа состоит из четырех частей: собственно «Луна-Глоб», «Луноход», «Луна-Грунт» и «Лунный полигон».

8.3.1. «Луна-Глоб»

АМС состоит из трех составных частей: двигательная установка выведения, орбитально-перелетный аппарат, посадочный аппарат.

Двигательная установка выведения (ДУВ) обеспечивает перевод АМС с опорной орбиты ИСЗ высотой 200 км сначала на промежуточную орбиту 275 х 11 500 км, а затем и на траекторию полета к Луне. На этапе перелета к Луне двигательная установка выведения отбрасывается. ДУВ разрабатывается на базе РБ «Фрегат».

Орбитально-перелетный аппарат (ОА) имеет в своем составе ДУ, обеспечивающую коррекции траектории полета к Луне, тормозной импульс для выхода на орбиту ИСЛ и выполнение маневров на окололунной орбите. АМС выводится на эллиптическую орбиту около Луны с высотой периселения 300 км и периодом обращения 24 часа. После уточнения орбитальных параметров АМС переводится на круговую орбиту 300 км, где посадочный аппарат отделяется от ОА. Орбитально-перелетный аппарат разворачивает антенны радиофизического комплекса дистанци-

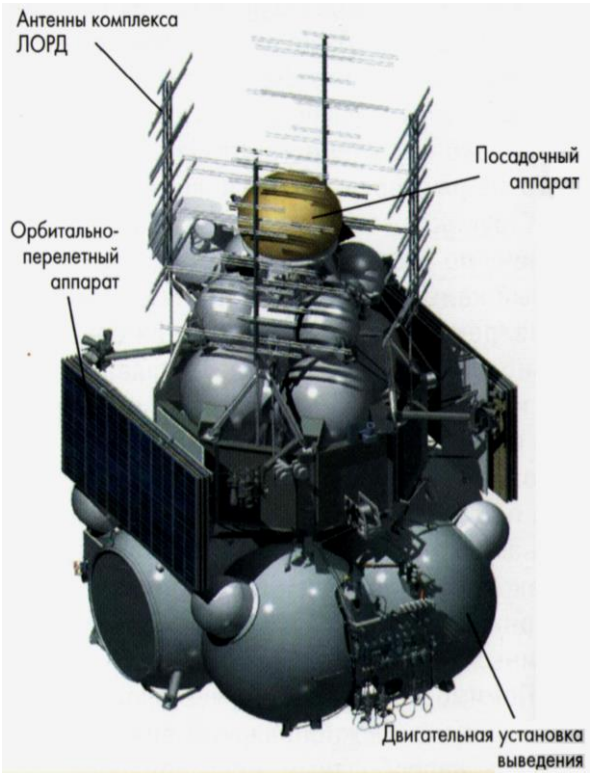


Рис. 3.152. АМС «Луна-Глоб». Проект 2006 года

онного зондирования и антенны радиоволнового детектора и приступает к выполнению научной программы. Пенетраторы, с которых начинался проект «Луна-Глоб», в проекте 2006 года отсутствуют.

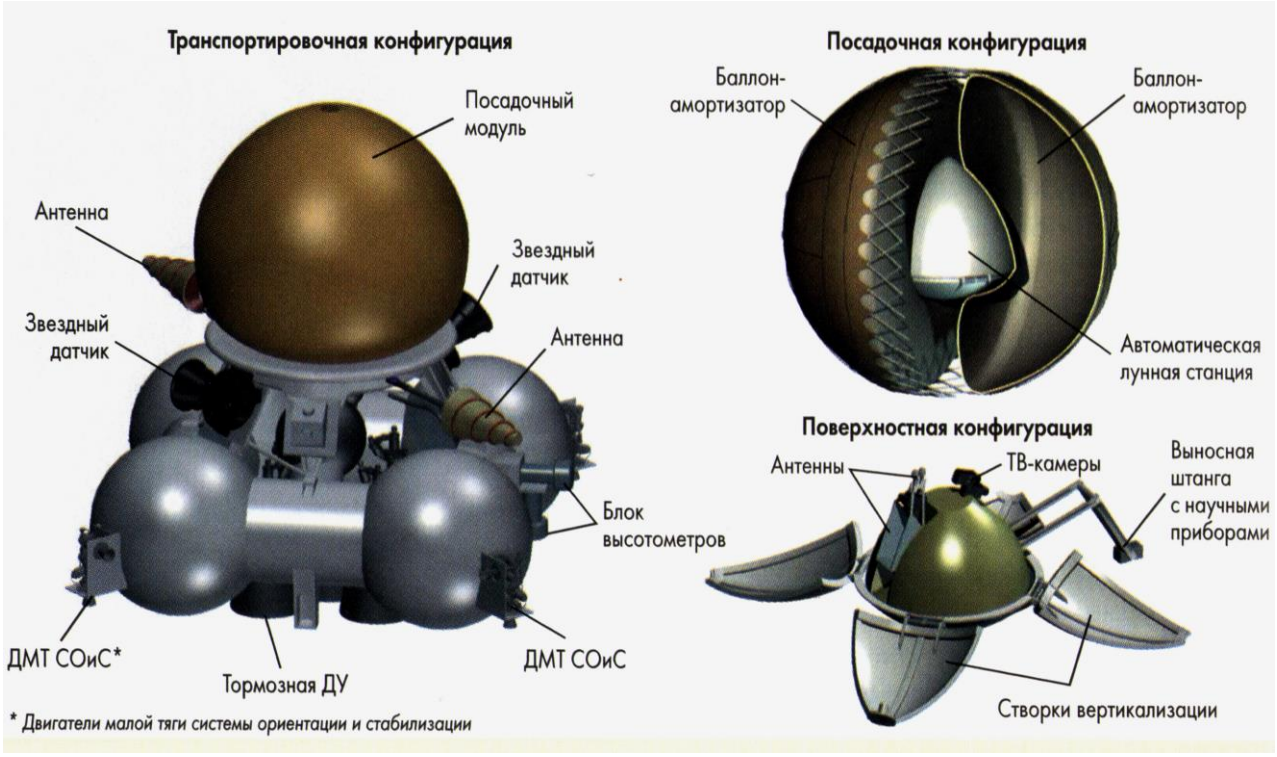


Рис. 3.153. Посадочный аппарат АМС «Луна-Глоб» 2006 года

Посадочный аппарат, имеющий собственную двигательную установку, переходит на промежуточную орбиту 18 х 100 км, с которой уже переходит на посадочную траекторию. Почти у поверхности происходит отделение автоматической лунной станции (АЛС) от двигательной установки. АМС, защищенная надувными баллонами-амортизаторами, падает на поверхность Луны и, после нескольких прыжков, останавливается. Баллоны отстреливаются, а АМС с помощью раскрываемых створок вертикализации занимает рабочее положение и начинает выполнять научную программу.

8.3.2. Луноход

Вторым этапом программа предусматривала доставку на Луну мобильной научной станции, обеспечивающей проведение долгосрочных исследований в различных точках поверхности. Луноход должен был быть оснащен манипулятором для более детального изучения образцов грунта и транспортировки выбранных образцов к АМС «Луна-Грунт». Связь с Землей будет осуществляться через остронаправленную поворотную антенну. Энергопитание аппаратуры лунохода должны обеспечивать солнечные батареи, расположенные на корпусе АМС, и аккумуляторы.

В состав АМС входят двигательная установка выведения (ДУВ), аналогичная используемой в проекте «Луна-Глоб», орбитально-посадочный аппарат и собственно луноход. ДУВ обеспечивает вывод АМС на траекторию полета к Луне. Орбитально-посадочный аппарат выходит с помощью собственной ДУ на орбиту ИСЛ, а затем осуществляет посадку в выбранной точке Луны. Луноход съезжает на поверхность по откидным направляющим.

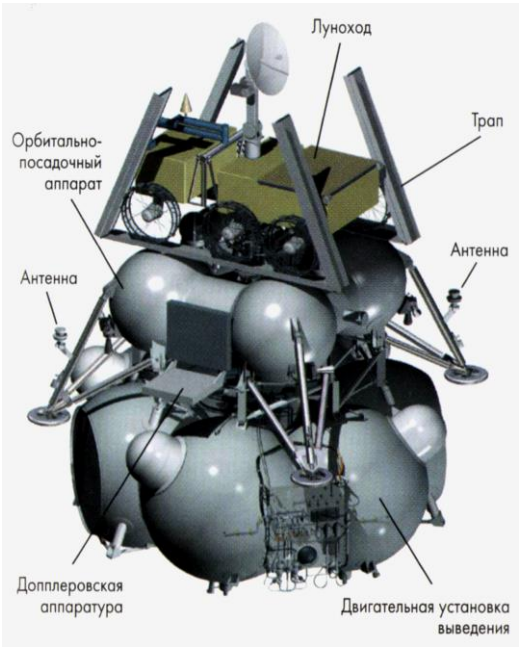


Рис. 3.154. АМС «Луноход» 2006 года

8.3.3. «Луна-Грунт»

Аналогично осуществленным проектам 40-летней[1] давности «Луна» Е8 и Е8-5, АМС для доставки лунного грунта имеет разгонный блок (двигательная установка выведения) и посадочную ступень такие же, как у АМС «Луноход». Вместо мобильной АМС сверху на орбитально-посадочный аппарат устанавливается взлетная ракета. В отличие от АМС Е8-5 «Луна-Грунт» не имеет собственной буровой установки. Вместо колонки грунта, полученной буровой установкой, в контейнер взлетной ракеты загружаются образцы грунта, доставленные «Луноходом». Взлетная ракета совершает перелет к Земле по схеме прямого старта, как это было выполнено в 1970-1976 г.г. взлетными ракетами АМС Е8-5 «Луна-16», «Луна-20» и «Луна-24». Возвращаемый аппарат входит в атмосферу Земли со второй космической скоростью и совершает спуск на парашюте. Поиск возвращаемого аппарата производится по радиомаяку.

Рис. 3.155. АМС «Луна-Грунт» 2006 года на поверхности Луны

8.3.4. Лунный полигон

В завершение проекта предполагалось создать на Луне научно-исследовательский полигон, функционирующий как в автоматическом режиме, так и по управляющим командам с Земли. Полигон должен был бы состоять из следующих комплексов:

- стационарные служебные модули на базе унифицированной посадочной платформы (научная станция, энергетический модуль, телекоммуникационный модуль и т.д.);
- мобильные модули различного назначения (ремонтные, погрузочные, монтажные) на базе унифицированного мобильного аппарата;
- исследовательский луноход с большим радиусом действия;
- стационарный астрофизический комплекс;
- транспортные комплексы для доставки материалов на Землю (на базе унифицированного аппарата типа «Луна-Грунт»).

8.4. Проект «Луна-Ресурс»

Реализация программы «Луна-Глоб» была застопорена из-за отсутствия необходимых средств. В поисках выхода их создавшейся ситуации было предложено модифицировать эту программу, совместив ее с российско-индийскими планами по исследованию Луны. Так в 2008 году возник проект «Луна-Ресурс». В соответствии с этапами выполнения проект делится на две части: «Луна-Ресурс 1» и «Луна-Ресурс 2».

8.4.1. «Луна-Ресурс 1»

Эта часть программы предусматривала доставку на Луну посадочной ступени с мини-луноходом. Запуск должен был быть выполнен индийской РН GSLV MkII. В том же запуске

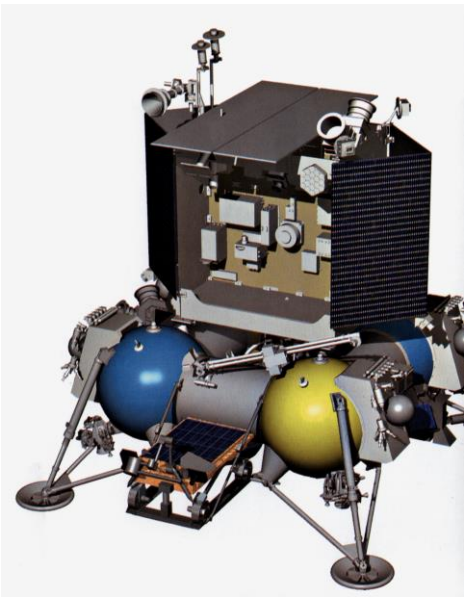


Рис. 3.156. АМС «Луна-Ресурс 1» с мини-луноходом

[1] 40-летней – на момент разработки проекта.

к Луне должна была отправиться индийская орбитальная АМС «Chandrayaan-2», причем разгон комплекса «Луна-Ресурс 1» + «Chandrayaan-2» с переходной орбиты на траекторию полета к Луне должен был осуществляться с помощью ДУ индийской АМС. После завершения разгона АМС должны были разделиться и продолжать полет к Луне самостоятельно.

Разделение работ между Россией и Индией в этом проекте выглядело следующим образом:

- орбитальная АМС «Chandrayaan-2»: Индия;
- посадочная АМС «Луна-Ресурс 1»: Россия;
- мини-луноход: Индия.

Первоначально предполагалось, что «Луна-Ресурс 1» доставит в область одного из полюсов Луны также и луноход российской разработки, масса которого около 75 кг, в том числе 10 кг научных приборов. Позже было решено от российского лунохода в этой миссии отказаться, а аппаратуру в увеличенном объеме установить на посадочной АМС.

Посадочная ступень «Луна-Ресурс 1», разрабатывалась на основе АМС «Фобос-Грунт». Проектная масса ступени 1 260 кг. Кроме индийского мини-лунохода массой 15 кг, посадочная ступень должна была доставить на поверхность Луны российские научные приборы и три манипулятора. Их назначение – исследование грунта в месте посадки. Масса приборов – 34 кг.

8.4.2. «Луна-Ресурс 2»

Проект АМС «Луна-Ресурс 2» существовал в двух вариантах:

- доставка большого лунохода;
- доставка ракеты «Луна-Земля» для доставки на Землю лунного грунта.

Лунный грунт должен извлекаться буровым механизмом с глубины 1-2 м.

Рис. 3.157. АМС ««Луна-Ресурс 2» в варианте доставки лунохода

8.5. Лунная программа 2012 г.

8.5.1. Первый этап

После неудачного запуска российской АМС «Фобос-Грунт» в конце 2011 года индийское космическое агентство подвергло сомнению целесообразность сотрудничества с Россией в лунном проекте. Главным аргументом явилось понимание вынужденной задержки запуска АМС «Луна-Ресурс 1», т.к. было известно, что она создается на базе АМС «Фобос-Грунт». В то же время ресурс хранения приборов, устанавливаемых на индийском мини-луноходе, ограничен, и Индия не могла отложить его запуск на длительный срок.

Российская программа лунных АМС также была подвергнута пересмотру. Первый этап новой лунной программы содержал планы разработки и запуска трех АМС.

Названия АМС в процессе разработки несколько раз менялись. В октябре 2013 года были даже объявлены номера разрабатываемых станций, продолжающие нумерацию АМС «Луна», которая велась с 1959 года.

8.5.1.1. «Луна-Глоб Посадочный»

АМС «Луна-Глоб Посадочный», бывшая «Луна-Глоб 1», она же «Луна-25», должна была совершить мягкую посадку вблизи одного из полюсов Луны. Основная задача запуска – отработка технологии посадки. Запуск был запланирован на 2017 год, затем перенесен на 2018-2019 год.

АМС «Луна-25» разрабатывалась на базе проекта АМС «Луна-Ресурс 1» 2008 года. Масса АМС около 1 400 кг. Научные приборы было решено не устанавливать, так как все место занимает служебная телеметрическая и вспомогательная аппаратура.

Ракета-носитель – «Союз-2.1А».

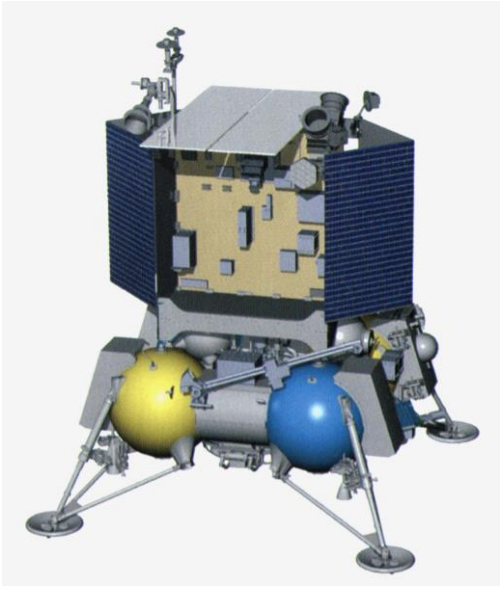


Рис. 3.158. АМС «Луна-Глоб Посадочный» («Луна-25»)

8.5.1.2. «Луна-Ресурс Орбитальный»

АМС «Луна-Ресурс Орбитальный» (бывшая «Луна-Глоб 2», она же «Луна-Ресурс 1 ОА», она же «Луна-26») должна была выводиться на орбиту ИСЛ высотой около 100 км.

Основные научные задачи:

- уточнение карты распределения льда;
- изучение взаимодействия Луны с солнечным ветром;
- изучение частиц сверхвысоких энергий при взаимодействии с поверхностью Луны;
- радарное исследование структуры подповерхностных слоев на глубинах в десятки метров.

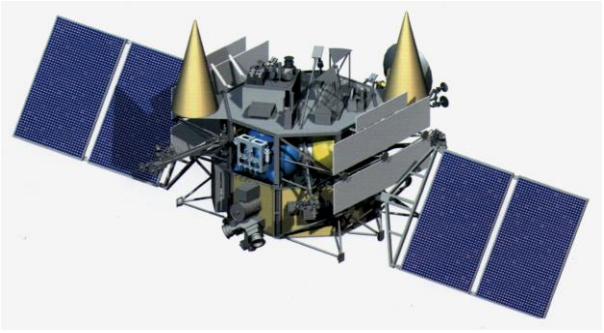


Рис. 3.159. АМС «Луна-Ресурс Орбитальный» («Луна-26»)

Масса научной аппаратуры – 160 кг. АМС должна была иметь большой запас топлива для выполнения маневров по формированию орбит, необходимых для возможности изучения желаемых зон поверхности Луны с небольшой высоты.

Запуск АМС планировался сначала на 2016 год, был перенесен на 2018 г., затем на 2020-2021 год.

Ракета-носитель – «Союз-2.1А».

8.5.1.3. «Луна-Ресурс Посадочный»

АМС «Луна-Ресурс Посадочный» (она же «Луна-Ресурс 1 ПА», она же «Луна-27») должна доставить в район южного полюса поверхности Луны большой комплекс научной аппаратуры, в том числе бурильную установку для извлечения грунта с глубины до полутора метров. Расчетный срок работы АМС – 1 год.

Запуск был запланирован на 2017 год, перенесен сначала на 2019, затем на 2021-2022 год.

Ракета-носитель – «Союз-2.1Б».

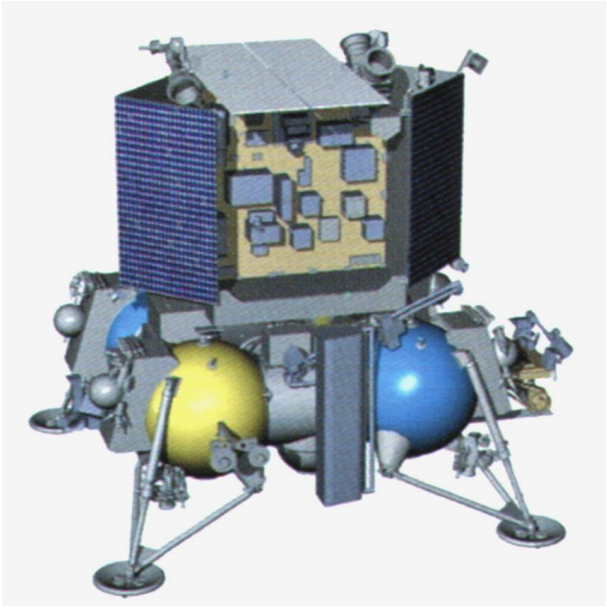


Рис. 3.160. АМС «Луна-Ресурс Посадочный» («Луна-27»)

8.5.2. Второй этап

Второй этап лунной программы должен был осуществляться в период 2021-2023 гг. По состоянию на 2013 год были определены две АМС этого этапа:

- «Луна-Грунт»;
- «Луноход».

8.5.2.1. «Луна-Грунт»

АМС «Луна-Грунт» (она же «Луна-Ресурс 2», она же – «Луна-28») предназначается для доставки лунного грунта из полярного района.

Запуск намечалось произвести в 2021 году, затем срок был изменен на 2025 год. В конце 2016 года работа по проекту АМС «Луна-Грунт» была прекращена, но в дальнейшем возобновлена, с пересмотром схемы полета.

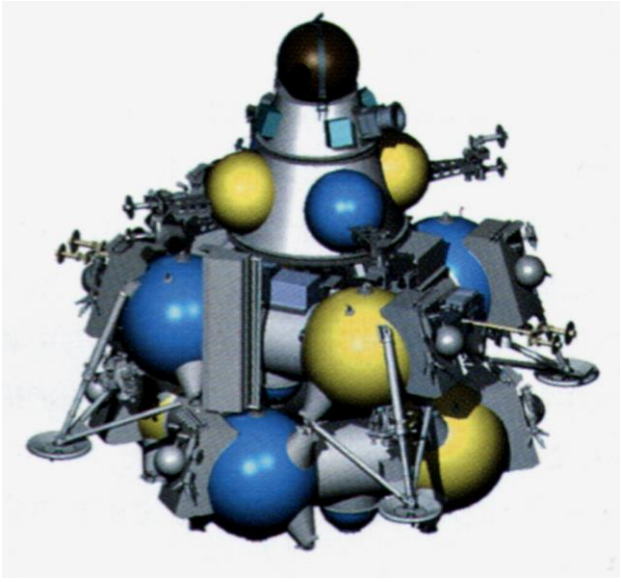


Рис. 3.161. АМС «Луна-Грунт» («Луна-28»)

8.5.2.2. «Луноход»

Вторая АМС второго этапа программы рассчитана на доставку тяжелого лунохода с бурильной установкой на поверхность Луны в район Южного полюса. Новое название АМС – «Луна-29».

Предполагалось, что запуск будет осуществлен в 2023 году.

Рис. 3.162. АМС «Луноход»

8.6. Эволюция лунной программы

8.6.1. 2018 год

К началу 2018 года естественным образом изменились как характеристики и состав АМС, планируемых для запусков к Луне, так и называемые сроки.

8.6.1.1. «Луна-25»

АМС «Луна-25», она же бывшая «Луна-Глоб», потяжелела до 1 750 кг, при 30 кг полезной нагрузки, и была перенацелена на РН «Союз 2.1Б». Планировалось, что в 2019 году «Луна-25» совершит прямую посадку в районе южного полюса Луны. Основной задачей запуска является отработка технологии автоматической мягкой посадки. Во второй половине 018 года срок запуска был перенесен на июль 2021 года, затем на октябрь 2021 года.

Рис. 3.163. «Луна-25» («Луна-Глоб»)

8.6.1.2. «Луна-26»

Задачи АМС «Луна-26» сохранились практически в том же объеме, как и в проекте 2012 года. Сохранилось также (кроме нюансов написания) наименование – «Луна-Ресурс/1». АМС должна выйти на полярную окололунную орбиту и провести длительные исследования окололунного пространства. Масса АМС – 2 250 кг, в том числе масса научной аппаратуры – 160 кг. Запуск рассчитан на РН «Союз 2.1Б». Срок запуска перенесен на 2022 год.

Рис. 3.164. «Луна-26» («Луна-Ресурс/1»)

8.6.1.3. «Луна-27»

АМС «Луна-27», или «Луна-Ресурс/2», должна выйти на окололунную орбиту и затем совершить мягкую посадку на Луну в районе южного полюса. АМС оборудована комплексом научной аппаратуры, в том числе буровой установкой для забора грунта с глубины 2 м. Масса научного оборудования – 130 кг, масса АМС – 2 200 кг. Запуск рассчитан на РН «Союз 2.1Б». Ожидавшийся (по состоянию на начало 2018 года) срок запуска – 2023 год.

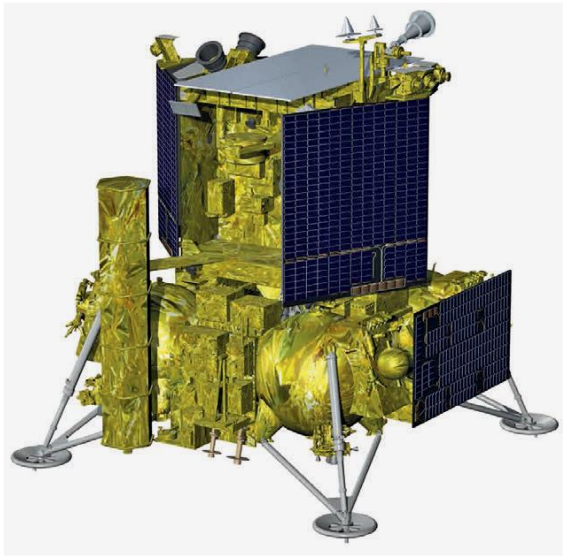


Рис. 3.165. «Луна-27» («Луна-Ресурс/2»)

8.6.1.4. «Луна-28»

Концепция АМС «Луна-28» («Луна-Грунт») на начало 2018 года не была окончательно сформирована. Рассматривались два варианта – запуск одной РН «Протон» либо два запуска РН «Союз 2.1Б».

В первом случае АМС массой около 3 т выполняет мягкую посадку и забор грунта, после чего взлетная ракета доставляет взятый грунт на Землю, то есть, повторяет полеты АМС Е8-5 («Луна-16», «Луна-20», «Луна-24»), выполненные в начале 1970-х годов.

Во втором варианте выполняется запуск двух АМС массой около 2 т каждая. Первая так же совершает посадку, сбор и загрузку образцов грунта во взлетную ракету, но, в отличие от первого варианта, взлетная ракета выходит на орбиту ИСЛ, где сближается и выполняет стыковку со второй АМС. Образцы грунта перегружаются в возвращаемый аппарат второй АМС, который и доставляет лунный грунт на Землю.

Масса научного оборудования (вместе со взлетной ракетой) – 510 кг.

Ожидалось, что экспедиция «Луна-Грунт» будет реализована не ранее 2025 года.

Рис. 3.166. «Луна-28» («Луна-Грунт»). Вариант 1.

8.6.2. 2019 год

8.6.2.1. Этап 1. «Луна-25» – «Луна-27»

По состоянию на апрель 2019 года программа запуска АМС к Луне изменилась незначительно. В частности, задачи АМС «Луна-25» – «Луна-27» остались прежними, были скорректированы только сроки запусков.

Запуск АМС «Луна-25» был назначен на октябрь 2021 года. Для посадки АМС были определены две точки в районе южного полюса – основная и резервная, в местах, где предполагается наибольшая вероятность обнаружить водяной лед.

АМС «Луна-26» предназначена для дистанционного изучения Луны, построения карт и цифровой модели рельефа. Кроме того, «Луна-26» должна будет выполнять роль ретранслятора для обеспечения связи с АМС «Луна-27», которую планировалось доставить в один из районов с плохой радиовидимостью.

АМС «Луна-27» должна представлять собой отработанную версию посадочной платформы, которая может стать универсальной для доставки научных грузов на поверхность Луны. Полет будет производиться с использованием системы высокоточной безопасной посадки, которая выполняет лазерное сканирование района посадки для обнаружения препятствий, после чего производится автоматический маневр увода АМС от них. На АМС «Луна-27» будет смонтирована установка для криогенного бурения, которая позволит извлекать грунт с глубины два метра в замороженном состоянии. Образцы добытого грунта будут исследоваться непосредственно на борту АМС.

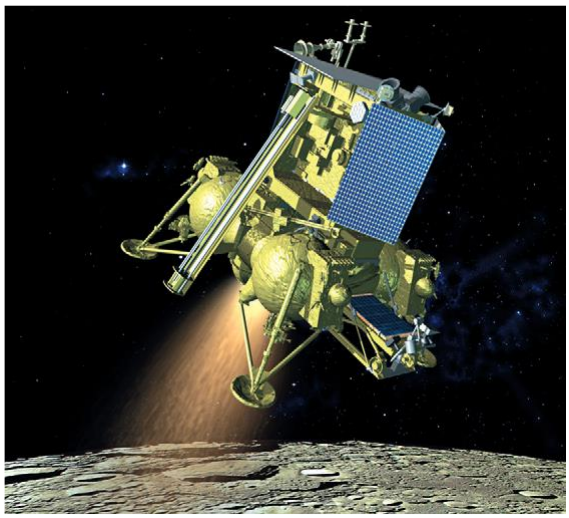


Рис. 3.167. АМС «Луна-27»

Запуски АМС 1-го этапа планировалось выполнять с помощью РН «Союз-2.1Б» с разгонным блоком «Фрегат».

8.6.2.2. Этап 2. «Луна-28» – «Луна-29»

Для запуска АМС «Луна-28» и «Луна-29» предполагалось использовать одну из тяжелых РН – «Ангара» или «Союз-5», – в связи с чем ранее выполненные проекты АМС были переработаны. Полеты этих АМС предполагалось выполнить в период 2025-2030 годов.

АМС «Луна-28» («Луна-Грунт») должна доставить на Землю образцы лунного грунта. Посадочная масса АМС около 3 т, в том числе масса взлетной ракеты – до 1 т.

АМС «Луна-29» должна доставить на Луну луноход массой около 1,3 т. Посадочная масса АМС – 4,5 т.

Планируется для АМС 2-го этапа создать масштабируемую посадочную платформу массой 4.5 т, которая сможет доставлять на поверхность Луны полезные грузы массой до 3 т. Запуск такой платформы ориентируется на РН «Ангара-А5В» с водородным разгонным блоком.

8.6.2.3. Этап 2/1. «Луна-26/1» – «Луна-27/1»

Создание РН сверхтяжелого класса дает возможность разработки тяжелых АМС «Луна-26/1» и «Луна-27/1», задачи которых аналогичны задачам АМС «Луна-26» и «Луна-27», но существенно расширены.

АМС «Луна-26/1» предполагается, как картограф и ретранслятор в обеспечение пилотируемых экспедиций на Луну.

АМС «Луна-27/1» должна не только доставить на Луну луноход с научной аппаратурой, но и провести исследования в районе создания предполагаемой лунной базы.

8.6.2.4. Этапы 3 и 4

Исследования Луны в рамках 3-го и 4-го этапов предполагается выполнить в период 2031-2040 г.г. Проводимые научно-исследовательские работы по этим этапам посвящены разработке тяжелых грузовых платформ для снабжения лунной обитаемой базы, многоразовых лунных кораблей типа «Луна – окололунная орбита», а также межорбитальных буксиров на электроракетных двигателях.

8.7. Концепт-проект «Корвет»

В 2014 году Роскосмос совместно с РАН провели конкурс среди предприятий отрасли на разработку концепт-проектов освоения Луны во второй половине 2020-х годов. Победителем был выбран совместный проект «Луна-Орбита» Института космических исследований (ИКИ РАН) и НПО им. С.А. Лавочкина.

Согласно проекту, исследования Луны должны вестись на основе совместного использования трех типов космических аппаратов: пилотируемых кораблей ПТК-Л, беспилотных грузовых транспортных кораблей ГТК-Л, создаваемых на базе ПТК, и многоразовых лунных автоматических кораблей (МЛАК), условно названных «Корвет». ПТК-Л и ГТК-Л образуют лунную станцию на орбите Луны. МЛАК «Корвет» пристыковывается к станции для дозаправки и выполняет автоматическую посадку в заданном районе. Взяв пробы грунта, «Корвет» выполняет взлет и выход на окололунную орбиту, где снова стыкуется со станцией для выгрузки доставленного грунта и дозаправки. Считается, что за одну экспедицию МЛАК сможет выполнить 3-5 посадок на Луну в разных районах поверхности и доставить оттуда на окололунную станцию образцы грунта.

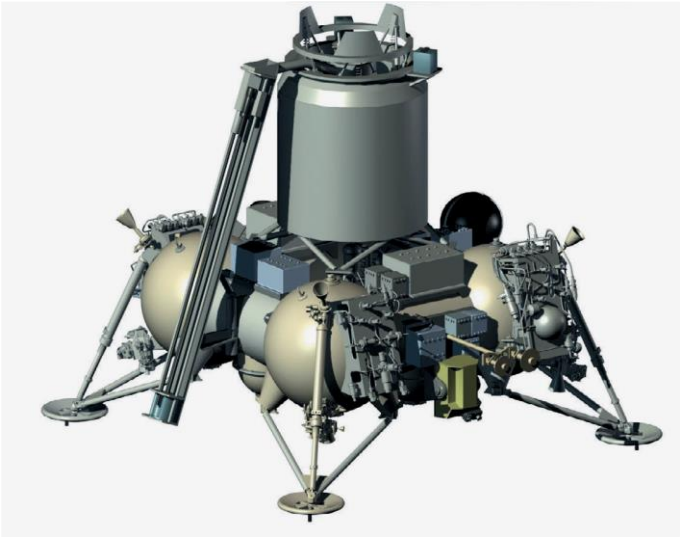


Рис. 3.168. МЛАК «Корвет»

Предполагалось, что такая система сможет стать основным средством российской лунной программы в 2030-2035 годах.

Часть 4.
Ракеты-носители

Оглавление

ГЛАВА 1. СЕМЕЙСТВО «СЕМЕРКИ» 699

1.1. ПЕРВАЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНАЯ НА СЛУЖБЕ КОСМОНАВТИКИ 701
1.2. ЧЕТЫРЕХСТУПЕНЧАТЫЕ ВАРИАНТЫ РН Р-7 702
1.3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «СОЮЗ» 702
1.4. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «СОЮЗ-2» 703
1.5. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «СОЮЗ-ЛК» 703

ГЛАВА 2. ТЯЖЕЛОВОЗ «ПРОТОН» 713

2.1. «ПРОТОН» 715
2.2. «ПРОТОН-К» 716
2.3. «ПРОТОН-М» 716
2.4. ЛЕГКАЯ И СРЕДНЯЯ РН «ПРОТОН» 717
2.4.1. «Протон Средний» 717
2.4.2. «Протон Легкий» 717

ГЛАВА 3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «ЗЕНИТ» 719

3.1. «ЗЕНИТ»/ «ЗЕНИТ-2» 721
3.2. «ЗЕНИТ-3»/ «ЗЕНИТ-3SL» 721
3.3. «ЗЕНИТ-2SLB»/ «ЗЕНИТ-3SLB» 721
3.4. «СУНКАР» 722

ГЛАВА 4. СУПЕР-РАКЕТЫ ДЛЯ СУПЕР-КОРАБЛЕЙ 725

4.1. РАКЕТЫ С ЯДЕРНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ 727
4.2. РН 11А52 (Н-1) 727
4.2.1. Начальный вариант Н-1/Н-2 727
4.2.2. Марсианская РН Н-1 727
4.2.3. Ракета-носитель Н-11 727
4.2.4. Ракета-носитель Н-111 728
4.2.5. Лунный вариант РН Н1 728
4.2.6. Проекты модификаций РН Н-1 729
4.2.7. Кислородно-водородные блоки для Н-1 731
4.3. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ УР-700 732
4.3.1. УР-700 (проект 1962 года) 732
4.3.2. УР-700 (проект 1968 года) 733
4.3.3. УР-700М 733
4.3.4. УР-900 733
4.4. РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ Р-56 734
4.5. РЯД РЛА 736

ГЛАВА 5. СУПЕР-РАКЕТЫ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ 741

5.1. 11К25 «ЭНЕРГИЯ» 743
5.2. 14А10 «БУРАН-Т» 744
5.3. РН «ВУЛКАН» 744
5.4. РН «ЭНЕРГИЯ-2» 745
5.5. РН «УРАГАН» 745
5.6. РН «ЭНЕРГИЯ-М» 746
5.6.1. РН «Гроза» (РЛА-125) 746
5.6.2. РН «Энергия-М» 746
5.7. ПРОЕКТ РН 11К37 749
5.8. ПРОЕКТ РН «ВИКТОРИЯ-К» 751

ГЛАВА 6. СЕМЕЙСТВО РН «АНГАРА» **753**
6.1. НАЧАЛЬНЫЙ ПРОЕКТ 755
6.2. МОДУЛЬНЫЙ ВАРИАНТ 755
6.3. ПЛАНОВ ГРОМАДЬЁ 756
6.4. РН «АНГАРА-7» 759
6.5. СОСТОЯНИЕ ПРОЕКТА РН «АНГАРА» НА 2009 ГОД 759
6.6. 2014 ГОД: ПЕРВЫЕ СТАРТЫ 760
6.7. АНГАРА-2019 762
ГЛАВА 7. НА ПУТИ К МНОГОРАЗОВОСТИ **763**
7.1. ВСЕАЗИМУТАЛЬНАЯ РН «АНГАРА А1-В» 765
7.2. ПОДХВАТ В ВОЗДУХЕ 765
7.3. СЕМЕЙСТВО МРКС-1, ИЛИ «БАЙКАЛ» – СЫН «АНГАРЫ» 767
ГЛАВА 8. КОНВЕРСИОННЫЕ РН **769**
8.1. РН «КОСМОС» 771
8.1.1. РН «Космос»/ «Космос-2» 771
8.1.2. РН «Космос-1»/ «Космос-3»/ «Космос-3М» 771
8.1.3. РН 11К55 771
8.2. РН «ДНЕПР» 773
8.3. РН «РОКОТ» 773
8.4. РН «СТРЕЛА» 773
8.5. РН «ЦИКЛОН» 773
8.6. РН «СТАРТ» 774
8.7. РН «ШТИЛЬ» 774
ГЛАВА 9. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РН **779**
9.1. РН «РУСЬ-М» 781
9.2. ПРОЕКТЫ РКЦ «ПРОГРЕСС» 783
9.2.1. Проект 2013 г. 783
9.2.2. Аванпроект 2015 г. 783
9.2.3. Проект 2020 г. 786
9.3. ПРОЕКТЫ РН ГКНПЦ ИМ. М.В. ХРУНИЧЕВА 788
9.3.1. РН «Амур-5» 788
9.3.2. РН «Енисей-5» 788
9.3.3. Проекты 2019 г. 789
9.4. ПРОЕКТЫ РКК «ЭНЕРГИЯ» 790
9.4.1. РН «Энергия-К» 790
9.4.2. Проекты 2015 года 790
9.4.3. РН «Энергия-5В» 791
9.5. ТЕМА «ФЕНИКС» 791
9.5.1. РН среднего класса 792
9.6. СВЕРХТЯЖЕЛАЯ РН 792
9.6.1. РН «Дон» 792
9.7. ПРОЕКТЫ ГРЦ ИМ. В.П. МАКЕЕВА 793
9.7.1. РН «Россиянка» 793
9.7.2. РН «Корона» 793
9.7.3. Проект РН «Лидер» 793
ГЛАВА 10. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ **795**
10.1. БЛОК Д 797
10.2. РБ НА БАЗЕ БЛОКА Д 798

10.2.1. «Корвет» ... 798
10.2.2. Блок Н12РА ... 798
10.2.3. РБ 315ГК («Импульс», ДМ-SL) ... 798
10.3. «ТАЙМЫР» ... 799
10.4. «ФРЕГАТ» ... 800
10.4.1. Базовый вариант ... 800
10.4.2. «Фрегат-2» ... 800
10.4.3. «Фрегат-СБ» и «Фрегат-СБУ» ... 801
10.4.4. «Флагман» ... 801
10.4.5. «ЛиФт» ... 801
10.5. «БРИЗ» ... 802
10.5.1. «Бриз-К» ... 802
10.5.2. «Бриз-КМ» ... 802
10.5.3. «Бриз-М» ... 802
10.6. «АДУ-600» ... 803
10.7. УНИФИЦИРОВАННЫЕ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫЕ РАЗГОННЫЕ БЛОКИ ... 804
10.7.1. «Шторм» ... 804
10.7.2. «Вихрь» ... 804
10.7.3. «Смерч» ... 804
10.7.4. «Везувий» ... 805
10.8. 204ГК ... 805
10.9. Н14Б ... 805
10.10. «ЯСТРЕБ» ... 806
10.11. «ПРОРЫВ» ... 806
10.12. БЛОКИ ЛМ И АБ ... 807
10.13. 12КРБ ... 808
10.14. КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК КВРБ ... 808
10.15. РБ ДЛЯ РН «АНГАРА» ... 808
10.16. «ВОЛГА» ... 810
10.17. «ИКАР» ... 810
10.18. «КУРЬЕР» ... 810
10.19. ПРОЕКТЫ РБ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РН ... 811

ГЛАВА 1. СЕМЕЙСТВО «СЕМЕРКИ»

1.1. Первая межконтинентальная на службе космонавтики

8К71 (Р-7) – первая советская межконтинентальная боевая ракета (МБР) для доставки ядерного боезапаса массой 5,5 т на дальность 8 000 км, разработанная ОКБ-1 под руководством С.П.Королева. Ракета выполнена по пакетной полутораступенчатой схеме. Первая ступень состоит из четырех боковых блоков (блоки Б, В, Г и Д), вторая (полуторная) ступень (блок А) размещена в центре. На старте все ступени начинают работу одновременно. После выработки топлива из боковых ступеней происходит их одновременное отделение, а центральный блок продолжает работу до команды на выключение от системы управления.

Боковой блок первой ступени оснащен четырехкамерным ЖРД типа РД-107. На центральном блоке установлен двигатель РД-108. ЖРД первой и второй ступеней работают на керосине и жидком кислороде. Высота боковых блоков – 19,825 м, максимальный диаметр – 2,68 м. Высота центрального блока (с переходной фермой) – 28,75 м, максимальный диаметр – 2,95 м. Стартовая масса МБР Р-7 – 275 т.

Первый пуск МБР 8К71, произведенный 15.05.57 г., был неудачным. Первый успешный пуск был выполнен 21.08.57 г.

Боевая ракета 8К71 (Р-7) является родоначальницей семейства ракет-носителей, представители которого выводили на орбиту и первый спутник, и первого космонавта планеты. Ниже приводится краткое описание вариантов модификаций этой ракеты.

8К74 (Р-7А) – модификация МБР 8К71 (Р-7) для доставки ядерного боезапаса массой 3 т на дальность 12 000 км. Отличается конструкцией головной части и отсутствием системы радиоуправления.

8К71ПС «Спутник» – двухступенчатая РН, модификация Р-7 для запуска первых спутников. Ракета была доработана в части системы управления и головного обтекателя, где вместо боевой головной части располагался спутник. Первым пуском этой РН 04.10.57 г. на околоземную орбиту был выведен первый в мире искусственный спутник Земли

8А91 – двухступенчатая РН на базе Р-7. Отличается от РН 8К71ПС некоторым форсированием ЖРД 1-й и 2-й ступеней и измененной циклограммой их работы.

8К72 «Луна» – трехступенчатая РН на базе МБР Р-7. В качестве 3-й ступени установлен специально разработанный блок Е. РН предназначалась для запуска автоматических станций к Луне. Первый запуск состоялся 23.09.58 г. Запуск завершился неудачей из-за аварии 1-й ступени. Первый успешный запуск был произведен 02.01.59 г.

8К72 «Восток» – вариант РН 8К72 «Луна», отличавшийся головным обтекателем и переходником крепления полезного груза к блоку Е. Этот вариант РН использовался для запусков первых беспилотных КА «Восток» 1КП и 1К.

8К72К «Восток» – модификация РН 8К72, отличающаяся типом ЖРД блока Е. Использовалась для запусков КК «Восток» 1К и 3КА. Первый запуск произведен 22.12.60 г.

8К73 – проект РН, отличающийся от 8К72 двигателем третьей ступени. Предполагалось установить ЖРД РД-109, работающий на НДМГ и жидком водороде.

8К711 – проект модификации РН 8К72.

8А92 «Восток-2» – трехступенчатая РН, модификация РН 8К72 для запуска КА «Зенит», ИСЗ «Электрон» и др. Первый запуск РН 8А92 произведен 01.06.62 г. (неудачный). Первый успешный запуск произведен 28.07.62 г.

8А92М «Восток-2М» – модификация РН 8А92 для выведения спутников «Метеор» и других на солнечно-синхронные орбиты. Первый запуск произведен 28.08.64 г.

11А57 «Восход» – модификация РН 8К72, отличающаяся установкой в качестве 3-й ступени блока И вместо блока Е. Имела также систему управления повышенной надежности.

11А514 – проект модификации РН 11А57 для запусков КК 7К-Р и 7К-ППК. РН должна была отличаться более высокой массой полезного груза, выводимого на орбиту ИСЗ. Работы прекращены после закрытия проектов этих КК в 1964 году.

11А59 «Полет» – 2-х ступенчатый вариант РН 11А57, использовавшийся для запуска ИСЗ «Полет».

1.2. Четырехступенчатые варианты РН Р-7

8К78 «Молния» – 4-х ступенчатая РН на базе Р-7. В качестве 3-й и 4-й ступеней установлены ракетные блоки И и Л, соответственно. РН использовалась для запусков спутников «Молния» на высокоэллиптические орбиты ИСЗ, а также для запусков АМС к Венере и Марсу.

8К78/Е6 – вариант РН 8К78 для запуска к Луне АЛС Е-6. Управление блоками И и Л (3-я и 4-я ступени) осуществлялось системой управления АЛС.

8К78Л – 4-х ступенчатая РН. Проект для осуществления пилотируемого облета Луны.

8К78М «Молния-М» – модификация РН 8К78, отличающаяся модернизированными ЖРД 1-й и 2-й ступеней. Было разработано несколько вариантов РН, отличавшихся четвертой ступенью:

- **блок Л** – для запусков к Луне АМС типа Е6 всех модификаций;
- **блок МЛ** – для запуска ИСЗ «Молния»;
- **блок ВЛ** – для запуска к Венере АМС типа 1В;
- **блок МВЛ** – для запуска к Венере АМС типа 2В;
- **блок 2БЛ** – для запуска ИСЗ системы «Око»;
- **блок СО-Л** – для запуска ИСЗ «Прогноз».

11А510 – вариант РН 8А92. РН предназначалась для вывода на орбиту ИСЗ «УС-А». Имела специальный удлиненный головной обтекатель.

1.3. Ракеты-носители «Союз»

11А511 «Союз» – модификация РН 11А57, разработанная для вывода на орбиту ИСЗ КК 7К «Союз». В дальнейшем было разработано большое количество вариантов РН, использующих в качестве основы базовую конструкцию РН «Союз».

11А511Л – вариант РН 11А511 для выведения на околоземную орбиту КА Т2К (испытательный вариант лунного посадочного КК 11Ф94.

11А511М – модификация РН 11А511. Первоначально разрабатывалась для запуска КК 7К-ВИ «Звезда», имевшего несколько большую массу, чем КК 7К-ОК «Союз» 11Ф615. После закрытия проекта 7К-ВИ планировалась для запуска КК 7К-С 11Ф732. Фактически была использована в восьми запусках КА «Зенит-4КМТ».

11А511У «Союз-У» – унифицированная модификация РН 11А511.

11А511У-2 «Союз-У2» – модификация РН 11А511. Отличалась двигателями и топливом центрального блока – вместо керосина использовался синтин (циклин).

11А511У/«Фрегат» (11А511У/РБФ) – РН 11А511У с разгонным блоком «Фрегат» в качестве четвертой ступени.

11А511У/«Икар» (11А511У/50КС) – РН 11А511У с разгонным блоком «Икар» в качестве четвертой ступени.

11А511У-ПВБ – модификация РН 11А511У с повышенной пожаровзрывобезопасностью.

«Союз-М» – проект модификации РН 11А511У. Предполагалось установить форсированные ЖРД первой и второй ступеней, чтобы обеспечить возможность выведения с космодрома Плесецк такой же полезной нагрузки, что и с помощью РН 11А511У с космодрома Байконур. В дальнейшем эта модификация получила наименование «Союз-ФГ».

11А511У-ФГ «Союз-ФГ» – модификация РН 11А511У. На центральном блоке РН установлен ЖРД с усовершенствованными форсуночными головками, улучшены характеристики 3-й ступени. РН имеет цифровую систему управления и головной обтекатель большего диаметра, рассчитанный на размещение различных коммерческих грузов.

«Союз-ST» («Союз-СТ») – модификация РН 11А511У, разрабатывавшаяся по заказу компании Starsem, которая осуществляет запуски этой РН с космодрома Куру. Использует обтекатель увеличенных размеров, разработанный на базе ГО РН Ariane-4, но большей длины.

Может использоваться как в трехступенчатом варианте, так и с использованием РБ «Икар» («Союз ST/Икар») или «Фрегат» («Союз ST/Фрегат») в качестве 4-й ступени.

«Ямал» – разработанный в 1996 году проект модернизации РН 11А511У. Основное отличие заключается в использовании на центральном блоке ЖРД НК-33, созданного в конце 1960-х годов для РН Н-1, а также в установке на боковых блоках форсированных ЖРД. Также увеличен диаметр третьей ступени. В качестве четвертой ступени планировалось применить РБ «Таймыр».

«Аврора» – экспортный вариант РН «Ямал», разработанный в 1999 г. в двух вариантах: трехступенчатый и четырехступенчатый (с РБ «Корвет»). Планировалось построить пусковые сооружения для РН «Аврора» на острове Рождества (Австралия).

1.4. Ракеты-носители «Союз-2»

14А14 «Союз-2» («Русь») – модификация РН 11А511У-ФГ, заключающаяся в доработке 3-й ступени. Различаются два этапа доработки:

14А14-1А «Союз-2.1А» («Союз-2-1а») – перекомпоновка бакового отсека 3-й ступени и замена аналоговых систем управления единой цифровой системой на базе ЦВМ российского производства;

14А14-1А «Союз-2.1Б» («Союз-2-1б») – установка на 3-й ступени нового ЖРД (РД-0124).

14А15 «Союз-2.1В» – легкая РН на базе РН «Союз-2.1Б» без боковых блоков. Центральный блок (первая ступень) – цилиндрический диаметром 2,95 м (с коническим переходом в верхней трети на диаметр 2,66 м), ЖРД первой ступени – НК-33 (14Д15). До 2010 г. носила название **«Союз-1».**

«Союз-2С» – проект РН на базе пакета (центральный и боковые блоки) РН 11А511У «Союз-У» с использованием РБ «ЛМ» в качестве третьей ступени (1996 год).

«Союз-ST-А» («Союз-СТ-А») – вариант РН «Союз-2.1А» для запусков с космодрома Куру.

«Союз-ST-Б» («Союз-СТ-Б») – вариант РН «Союз-2.1Б» для запусков с космодрома Куру. В качестве 4-й ступени используется РБ «Фрегат-МТ».

«Союз-2.3» («Союз-2-3») – проект глубокой модернизации РН «Союз». Основные отличия – использование на центральном блоке ЖРД НК-33, увеличение объема баков центрального блока.

«Союз-2.3Б» – дальнейшая модернизация РН «Союз-2.3» путем установки на боковых блоках форсированных ЖРД РД-0155 (вместо РД-107).

«Союз-2.3В» – проект РН «Союз-2.3» с кислородно-водородной верхней ступенью.

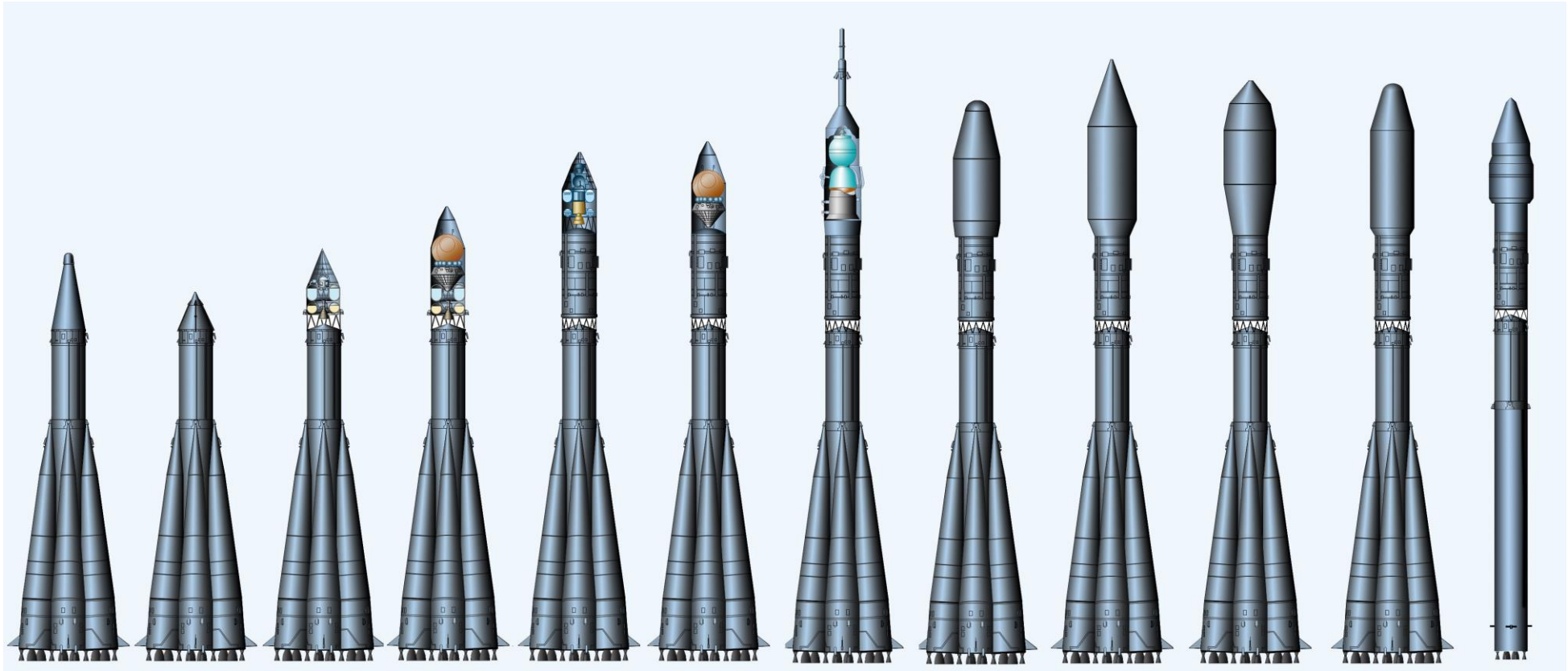
«Союз-2.3Д» – проект РН «Союз-2.3» с установкой ЖРД НК-33 как на центральном, так и на боковых блоках. Изменение формы боковых блоков и верхней части центрального блока с конической на цилиндрическую. Увеличение диаметра третьей ступени (блока И).

1.5. Ракеты-носители «Союз-ЛК»

«Союз-2ЛК» – проект РН на базе пакета (центральный и боковые блоки) РН «Союз-2.3Д» и РБ «Фрегат» в качестве третьей ступени.

«Союз-1ЛК» – проект модификации РН «Союз-2ЛК», отличающаяся установкой двух боковых блоков вместо четырех.

Параметры основных ракет-носителей семейства Р-7 приведены в табл. 4.1-3.7.



a) b) c) d) e) f) g) h) i) j) k) l)

a – МБР 8К71 (Р-7)
b – РН 8К71ПС «Спутник» с 1-м ИСЗ
c – РН 8К72 «Луна» с АМС Е-1
d – РН 8К72К «Восток» с КК 3КА
e – РН 8К78 «Молния» с АМС 1ВА
f – РН 11А57 «Восход» с КК 3КВ
g – РН 11А511У «Союз» с КК 7К-Т
h – РН «Союз-СТ»
i – РН «Ямал»
j – РН «Ямал»
k – РН «Аврора»
l – РН «Союз-2.1В» («Союз-1»)

Рис. 4.1. Ракеты-носители семейства Р-7

Табл. 4.1. Ракеты-носители семейства Р-7

Название	8К71ПС	8К72	8К72К	11А57
	Спутник	Луна	Восток	Восход
Дата 1-го старта	15.05.57	23.09.58	22.12.60	16.11.63
Дата 1-го успешного старта	21.08.57	02.01.59	09.03.61	16.11.63
Масса на старте, т	267,0	277,0	287,0	305,4
Масса полезного груза, т на орбиту ИСЗ высотой 200 км на другую траекторию		 к Луне – 0,28	4,73	5,9
Номинальная тяга на старте, тс	396,3	403,3	409,9	413,3
Высота, м	29,2	30,84	38,36	44,45
Макс. поперечный размер, м	10,3	10,3	10,3	10,3
Количество ступеней	2	3	3	3
1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д):				
Масса в заправленном состоянии, т	43,0	43,225	43,25	43,225
Сухая масса, т	3,4	3,775	3,75	3,775
Длина, м	19,825	19,825	19,825	19,825
Диаметр, м	2,68	2,68	2,68	2,68
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателя	РД-107 (8Д74)	РД-107 (8Д74)	РД-107 (8Д74)	РД-107 (8Д728)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/99,0	83,5/101,0	83,5/101,0	83,5/101,5
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	/306	252/312	252/313	252/314
Время работы, с	120	120	118	119
2-я ступень (блок А):				
Масса в заправленном состоянии, т	94,0	100,4	100,8	100,3
Сухая масса (с перех. фермой), т	7,495	7,4	7,4	7,2
Длина (с переходной фермой), м	28,75	28,75	28,75	28,465
Диаметр, м	2,95	2,95	2,95	2,95
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателя	РД-108 (8Д75)	РД-108 (8Д75)	РД-108 (8Д75)	РД-108 (8Д727)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/93,0	75,9/95,9	75,9/95,9	79,3/99,3
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	308	245/315	245/315	248/315
Время работы, с	310	308	309	290
3-я ступень:	-	**блок Е**	**блок Е**	**блок И**
Масса в заправленном состоянии, т		7,95	7,82	25,54
Сухая масса, т		1,346	1,43	3,24
Длина, м		2,98	2,98	7,145
Диаметр, м		2,576	2,576	2,66
Тип двигателя		РД-0105 (8Д714)	РД-0109 (8Д719)	РД-0108 (11Д55)
Компоненты топлива		O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс		5,04	5,56	30,38
Уд. импульс, с		316	323,5	326
Время работы, с		440	365	240

Табл. 4.2. Четырехступенчатые РН семейства Р-7

Название	8К78 Молния	8К78М Молния-М
Дата 1-го старта	10.10.60	19.02.64
Дата 1-го успешного старта	12.02.61	21.03.64
Масса на старте, т	303,5	305,5
Масса полезного груза, т на орбиту ИСЗ высотой 200 км на другую траекторию	 межпл. 0,9	 геосинх. 1,8
Номинальная тяга на старте, тс	407,9	409,5
Высота, м	40,0	40,0
Макс. поперечный размер, м	10,3	10,3
Количество ступеней	4	4
1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д):		
Масса в заправленном состоянии, т	43,4	43,4
Сухая масса, т	3,8	3,77
Длина, м	19,825	19,825
Диаметр, м	2,68	2,68
Количество двигателей	1	1
Тип двигателя	РД-107 (8Д74К)	РД-107 (8Д728)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	101,5	101,5
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	252/314	252/314
Время работы, с	119	119
2-я ступень (блок А):		
Масса в заправленном состоянии, т	100,5	100,6
Сухая масса (с перех. фермой), т	6,8	6,8
Длина (с переходной фермой), м	28,0	28,0
Диаметр, м	2,95	2,95
Количество двигателей	1	1
Тип двигателя	РД-108 (8Д75К)	РД-108 (8Д727)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	96,0	99,6
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	248/315	248/315
Время работы, с	301	291
3-я ступень:	**блок И**	**блок И**
Масса в заправленном состоянии, т	24,3	24,8
Сухая масса, т	2,0	1,976
Длина, м		
Диаметр, м	2,56	2,56
Тип двигателя	РД-0108	РД-0110
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	30,0	30,4
Уд. импульс, с	330	330
Время работы, с	200	241
4-я ступень:	**блок Л**	**блок Л**
Масса в заправленном состоянии, т	5,1	6,66
Сухая масса, т	1,08	1,16
Длина, м	2,8	3,2
Диаметр, м	2,6	2,6
Тип двигателя	С1-5400	С1-5400
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	6,67	6,80
Уд. импульс, с	340	340
Время работы, с	192	250

Табл. 4.3. Ракеты-носители «Союз»

Название	11А511	11А511У	11А511У-2	11А511У-ФГ
	Союз	Союз-У	Союз-У2	Союз-ФГ
Дата 1-го старта	28.11.66	18.05.73	14.05.84	21.05.01
Дата 1-го успешного старта	28.11.66	18.05.73	14.05.84	21.05.01
Масса на старте, т	307,65	308,0	310	308,3
Масса полезного груза, т на орбиту ИСЗ высотой 200 км на другую траекторию	6,45	6,85	7,19	7,27
Номинальная тяга на старте, тс	413,3	411,0	416,5	421,3
Высота, м	49,01	44,4	49,3	49,3
Макс. поперечный размер, м	10,3	10,3	10,3	10,3
Количество ступеней	3	3	3	3
1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д):		**11С59**	**11С59**	**11С59**
Количество блоков	4	4	4	4
Масса в заправленном состоянии, т	43,325	43,05	42,81	44,4
Сухая масса, т	3,85	3,915	3,55	3,784
Длина, м	19,825	19,825	19,825	19,825
Диаметр, м	2,68	2,68	2,68	2,68
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-107 (8Д728)	РД-107 (11Д512)	РД-107 (11Д511П)	РД-107А (14Д22)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	83,5/101,5	83,7/101,9	101,6	104,9
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	252/314	252/314	252/314	264/310
Время работы, с	118	117-118	118	120
2-я ступень (блок А):		**11С59А**	**11С59А**	**11С59А**
Масса в заправленном состоянии, т	100,24	101,5	101,2	105,4
Сухая масса, т	6,96	6,875	6,5	6,875
Длина, м	28,465	27,765	27,8	27,8
Диаметр, м	2,95	2,95	2,95	2,95
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-108 (8Д727)	РД-108 (11Д511)	РД-108 (11Д511ПФ)	РД-108 (14Д21)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + синтин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	79,3/99,3	79,4/99,7	103,1	101,9
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	248/315	311	319	245/311
Время работы, с	286	285-286	286	286
3-я ступень:	**блок И**	**11С510**	**11С510**	**11С510**
Масса в заправленном состоянии, т	25,45	25,3	25,4	25,2
Сухая масса, т	2,75	2,7	2,4	2,355
Длина, м	6,745	6,745	6,74	6,74
Диаметр, м	2,66	2,66	2,66	2,66
Тип двигателя	РД-0108 (11Д55)	РД-0110 (11Д55)	РД-0110	РД-0124
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	30,38	30,4	30,4	30,0
Уд. импульс, с	326	330	330	359
Время работы, с	240	250	250	300

Табл. 4.4. Ракеты-носители семейства «Союз» (продолжение)

Название	Союз-СТ /Икар	Союз-СТ /Фрегат	Ямал	Аврора
Дата 1-го старта	17.12.11	21.10.11		
Дата 1-го успешного старта	17.12.11	21.10.11		
Масса на старте, т			374	379
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на геостационарную орбиту			 11,8 1,36	 11,0 1,6
Номинальная тяга на старте, тс	422,5	422,5		
Высота, м	46,1	46,1	46,4	49,8
Макс. поперечный размер, м	10,3	10,3	10,9	
Количество ступеней	4	4	3	3-4
1-я ступень (блоки Б, В, Г, Д):				
Полная масса, т	44,4	44,4	36,93	37,75
Сухая масса, т	3,784	3,784		
Длина, м	19,825	19,825		19,6
Диаметр, м	2,68	2,68		3,48
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-107А (14Д22)	РД-107А (14Д22)	РД-107А (14Д22)	РД-107А (14Д22)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	104,9	104,9	85,4/104,1	/104,1
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	264/310	264/310	262/319	
Время работы, с	120	120		
2-я ступень (блок А):				
Полная масса, т	105,4	105,4	+141	+151,8
Сухая масса, т	6,875	6,875		
Длина, м	27,8	27,8		27,62
Диаметр, м	2,95	2,95		3,44
Количество двигателей	1	1	2	2
Тип двигателей	РД-108 (14Д21)	РД-108 (14Д21)	НК-33 (11Д111) +11Д55Р	НК-33 (11Д111) +11Д55Р
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	101,9	101,9	154/171,6	/188 + /28
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	245/311	245/311	297/331	
Время работы, с	286	286		
3-я ступень:				
Полная масса, т	25,2	25,2	+30	+28
Сухая масса, т	2,355	2,355		
Длина, м	6,74	6,74		6,89
Диаметр, м	2,66	2,66		3,44
Тип двигателя	РД-0124 (14Д23)	РД-0124 (14Д23)	РД-0124 (14Д23)	РД-0124Э (11Д451)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	30,0	30,0	30	30,6
Уд. импульс, с	359	359	359	
Время работы, с	300	300		
4-я ступень:	**Икар**	**Фрегат**	**Таймыр**	**Корвет**
Полная масса, т		6,535		11,65
Сухая масса, т		1,1		1,65
Длина, м		1,5		5,18
Диаметр, м		3,35		3,45
Тип двигателя		С5.92		11Д58МФ
Компоненты топлива		N_2H_4 + НДМГ		O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс		2,0		8,0
Уд. импульс, с		327		
Время работы, с		877		

Табл. 4.5. Ракеты-носители «Союз-2.1»

Название	14А14-1А Союз-2.1А	14А14 Союз-2.1Б	14А15 Союз-2.1В
Дата 1-го старта	08.11.04	27.12.06	28.12.13
Дата 1-го успешного старта	08.11.04	27.12.06	28.12.13
Масса на старте, т	310		157-160
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на орбиту 1 500 км, 82,4 град. на солн.-синхронную орб. на геопереходную орбиту	 7,8 4,4 1,6	 8,2 5,05 1,89	 3,05 1,4 (с БВ «Волга») 1,4 (с БВ «Волга»)
Номинальная тяга на старте, тс	422,5	422,5	
Высота, м	43,4	43,4	43,14
Макс. поперечный размер, м	10,3	10,3	2,95
Количество ступеней	3	3	2-3
1-я ступень	**блоки Б, В, Г, Д**	**блоки Б, В, Г, Д**	**14С55**
Полная масса, т	44,4	44,4	129,0
Сухая масса, т	3,784	3,784	9,3
Длина, м	19,825	19,825	27,4
Диаметр, м	2,68	2,68	2,95/2,66
Количество двигателей	1	1	1
Тип двигателей	РД-107А (14Д22)	РД-107А (14Д22)	НК-33А (14Д15) + 14Д24
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	104,9	104,9	178,8 / 198,8
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	264/310	264/310	292,1 / 326,5
Время работы, с	120	120	210
2-я ступень	**блок А**	**блок А**	**14С54**
Полная масса, т	105,4	105,4	26,0
Сухая масса, т	6,875	6,875	2,8
Длина, м	27,8	27,8	6,74
Диаметр, м	2,95	2,95	2,66
Количество двигателей	1	1	1
Тип двигателей	РД-108 (14Д21)	РД-108 (14Д21)	РД-0124
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	101,9	101,9	/30,0
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	245/311	245/311	/359
Время работы, с	286	286	300
3-я ступень:	**блок И**		**БВ «Волга» 14С46**
Полная масса, т	25,2	25,2	1,19-1,79
Сухая масса, т	2,355	2,355	0,89
Длина, м	6,74	6,74	1,03
Диаметр, м	2,66	2,66	3,1
Тип двигателя	РД-0110	РД-0124	17Д64
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 нафтил	N_2H_4 + НДМГ
Тяга в пустоте, тс	30,4	30,0	0,3
Уд. импульс, с	330	359	307
Время работы, с	250	300	
4-я ступень:	**Фрегат**	**Фрегат**	**-**
Полная масса, т	6,535	6,535	
Сухая масса, т	1,1	1,1	
Длина, м	1,5	1,5	
Диаметр, м	3,35	3,35	
Тип двигателя	С5.92	С5.92	
Компоненты топлива	N_2H_4 + НДМГ	N_2H_4 + НДМГ	
Тяга в пустоте, тс	2,0	2,0	
Уд. импульс, с	327	327	
Время работы, с	877	877	

Табл. 4.6. Ракеты-носители «Союз-2.3»

Название	Союз-2.3	Союз-2.3Б	Союз-2.3В	Союз-2.3Д
Дата 1-го старта				
Дата 1-го успешного старта				
Масса на старте, т				
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на солн.-синхронную орб. на геостационарную орбиту	11,0	13,0	15,0	16,0-17,0
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м				
Макс. поперечный размер, м				
Количество ступеней				
1-я ступень (блоки Б,В, Г, Д)				
Полная масса, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м				
Количество двигателей				
Тип двигателей	РД-107	РД-0155	РД-0155	НК-33-1
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс				
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с				
Время работы, с				
2-я ступень(блок А)				
Полная масса, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м				
Количество двигателей				
Тип двигателей	НК-33-1	НК-33-1	НК-33-1	НК-33-1
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс				
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с				
Время работы, с				
3-я ступень:				
Полная масса, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				
Диаметр, м				
Тип двигателя				
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + H_2	
Тяга в пустоте, тс				
Уд. импульс, с				
Время работы, с				

Табл. 4.7. Ракеты-носители «Союз-ЛК»

Название	Союз-2ЛК	Союз-1ЛК
Дата 1-го старта		
Дата 1-го успешного старта		
Масса на старте, т		менее 200
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на солн.-синхронную орб. на геостационарную орбиту	2,0-3,85	2,2 1,6
Номинальная тяга на старте, тс		
Высота, м		
Макс. поперечный размер, м		
Количество ступеней	3	3
1-я ступень		
Количество блоков	4	2
Полная масса, т	44,4	44,4
Сухая масса, т	3,784	3,784
Длина, м	19,825	19,825
Диаметр, м	2,68	2,68
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	РД-107А (14Д22)	РД-107А (14Д22)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	104,9	104,9
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	264/310	264/310
Время работы, с	120	120
2-я ступень(блок А)	**блок А**	**блок А**
Полная масса, т	105,4	105,4
Сухая масса, т	6,875	6,875
Длина, м	27,8	27,8
Диаметр, м	2,95	2,95
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	РД-108 (14Д21)	РД-108 (14Д21)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	101,9	101,9
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с	245/311	245/311
Время работы, с	286	286
3-я ступень:	**«Фрегат»**	**«Фрегат»**
Полная масса, т		
Сухая масса, т		
Длина, м		
Диаметр, м		
Тип двигателя		
Компоненты топлива		
Тяга в пустоте, тс		
Уд. импульс, с		
Время работы, с		

ГЛАВА 2. ТЯЖЕЛОВОЗ «ПРОТОН»

2.1. «Протон»

Во второй половине 1961 года в ОКБ-52, руководимом В.Н. Челомеем, была начата инициативная разработка тяжелой ракеты для военно-космических задач. 24 апреля 1962 года вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР, которым ОКБ-52 поручалось создание ракеты, предназначавшейся для выведения на околоземные орбиты тяжелых грузов гражданского и военного назначения. Предусматривалось, что ракета, получившая на этапе разработки обозначение УР-500, могла бы использоваться и в качестве МБР с боеголовками мощностью свыше 100 мегатонн.

На начальном этапе проектирования рассматривались две схемы РН – «моноблок» и «полиблок» (рис. 4.2). После сравнения достоинств и недостатков каждой из схем, была выбрана полиблочная схема. Ракета получила индекс 8К82.

Первая ступень имеет параллельное расположение топливных баков: в центре бак окислителя, а по окружности – шесть баков горючего. Шесть ЖРД первой ступени крепятся по кругу к нижнему силовому поясу, соединявшему баки горючего с баком окислителя. Двигатели всех ступеней работают на высококипящих компонентах топлива – несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и тетраоксид азота (N_2O_4). Двухступенчатая РН 8К82 способна выводить на орбиту ИСЗ груз массой до 8,4 т.

В четырех запусках РН было выведено на орбиты три научных ИСЗ «Протон», первый запуск состоялся 16.07.65 г. РН получила открытое наименование «Протон»[1] по наименованию этих ИСЗ.

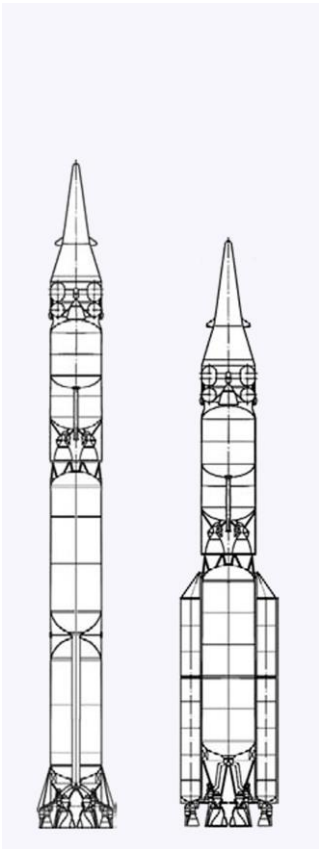
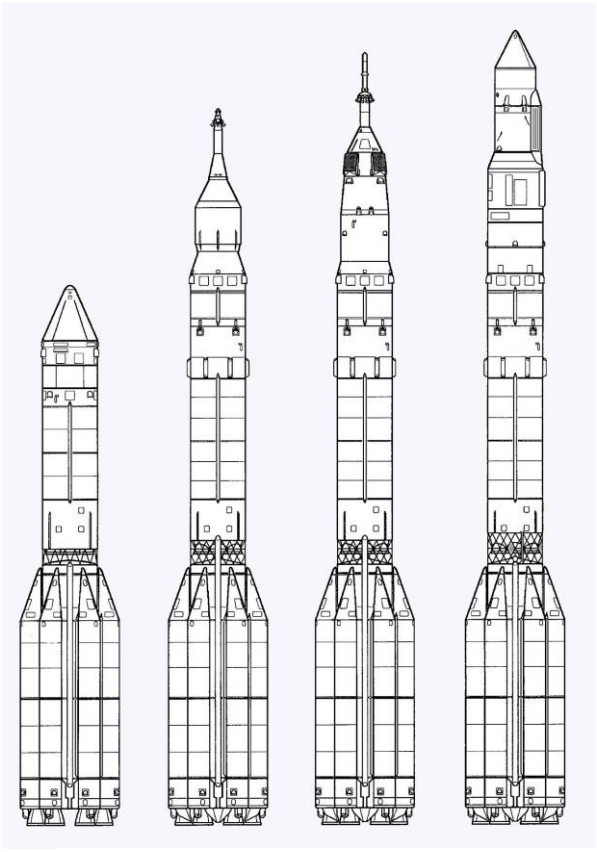


Рис. 4.2. Схемы РН УР-500 «моноблок» и «полиблок»
Рис. И.Афанасьева



a) b) c) d)

a – РН 8К82
b – РН 8К82К с КК ЛК-1 (проект)
c – РН 8К82К с КК «Зонд» 7К-Л1
d – РН 8К82К с ОКС «Заря/Салют»

Рис. 4.3. Варианты РН «Протон»
Рис. А.Шлядинского

[1] В журнале «Новости космонавтики» №3 (170), 1998 г., сообщалось, что в первом запуске на второй ступени РН 8К82 было нанесено название «Геркулес» (или «Атлант»).

2.2. «Протон-К»

В 1964 году в ОКБ-52 был подготовлен проект трехступенчатой РН УР-500К. Изначально эта РН предназначалась для запуска лунных облетных кораблей ЛК-1. От исходной РН 8К82 была без изменений заимствована первая ступень, а объем баков второй ступени был увеличен. Была добавлена третья ступень. Новая РН, получившая индекс 8К82К и наименование «Протон-К», могла выводить на околоземную орбиту груз массой 19,0 т. Впоследствии возможности РН были доведены до 21,0 т.

В связи с тем, что задача пилотируемого облета Луны была передана в конце 1964 года из ОКБ-52 в ОКБ-1, полезным грузом для 8К82К вместо ЛК-1 был определен КК 7К-Л1[1]. В состав 7К-Л1 входил разгонный блок Д, который должен был включаться еще на этапе выведения КК на околоземную орбиту. При первом включении блок Д осуществлял довыведение КК на орбиту ИСЗ, а уже вторым включением – разгон на траекторию перелета к Луне. Фактически блок Д может считаться четвертой ступенью РН 8К82К.

РН «Протон-К» с блоком Д выполняла запуски КК «Зонд» 7К-Л1 в облет Луны и АМС различных типов на Луну, к Венере и Марсу. В разное время и в зависимости от задачи использовались различные варианты блока Д (или ДМ): 11С824, 11С824М, 11С824Ф, 17С40, 11С86, 11С861, 11С861-01. В некоторых пусках в качестве четвертой ступени использовался РБ «Бриз-М».

Первый пуск РН 8К82К состоялся 10.03.1967 г.

11.10.95 г. состоялся первый пуск РН «Протон-К» с модифицированной первой ступенью, на которой были установлены более мощные ЖРД.

РН «Протон-К» наряду с ракетами-носителями семейства Р-7 стала второй основной ракетой-носителем СССР. Эта РН выводила в космос орбитальные станции «Заря», «Салют» и «Алмаз», КК ТКС, модули ОКС «Мир» и российского сегмента МКС.

2.3. «Протон-М»

В 2001 году начала эксплуатироваться новая модификация РН «Протон» – 8К82М, или «Протон-М». РН «Протон-М» отличается от РН 8К82К улучшенными характеристиками первой и второй ступеней за счет оптимизации конструкции ступеней и установки модифицированных ЖРД первой и второй ступеней. Для РН 8К82М разработана новая система управления на базе БЦВК – бортового цифрового вычислительного комплекса. В трехступенчатом варианте РН 8К82М способна выводить на низкую орбиту ИСЗ грузы массой до 22 т. При необходимости в качестве четвертой ступени вместо разгонного блока Д (ДМ) используется РБ 14С13 «Бриз-М». Разрабатывается также РБ на криогенных компонентах – КВРБ (кислородно-водородный разгонный блок).

В 2007 году была проведена дальнейшая модификация РН «Протон-М». ЖРД первой ступени РД-275 были заменены на улучшенные РД-276, длина баков третьей ступени была увеличена.

Рис. 4.4. РН 8К82М «Протон-М»

[1] См. часть 1, п.3.3.

2.4. Легкая и средняя РН «Протон»

В 2016 году ГКНПЦ им. Хруничева сообщил о начале разработки легкого и среднего вариантов РН «Протон».

2.4.1. «Протон Средний»

РН «Протон Средний», ранее объявленная, как «Протон-Лайт», представляет собой двухступенчатую РН, состоящую из модернизированных первой и третьей ступеней РН «Протон-М». Модернизация состоит в увеличении длин ступеней: первая удлиняется с 21,18 м до 25,81 м, бывшая третья ступень с 6,87 м до 8,12 м, что позволит увеличить запасы топлива на 35 т и 22 т, соответственно.

РН «Протон Средний» с использованием РБ «Бриз-М» сможет выводить на геостационарную орбиту груз массой 2,4 т, а на геопереходную – груз массой 5,0-5,7 т.

2.4.2. «Протон Легкий»

РН «Протон Легкий» задумывалась, как дальнейшая модернизация предыдущего варианта РН «Протон Средний». В этом варианте предусматривается исключение двух из шести навесных баков горючего и корректировка длины бака окислителя первой ступени, над которым размещается дополнительный бак горючего. Общая длина первой ступени должна составить 26,51 м.

Проектные возможности выведения груза ракетой-носителем «Протон Легкий»: на геостационарную орбиту – 1,45 т, а на геопереходную – 3,6-4,2 т.

Основные характеристики ракет-носителей семейства «Протон» приведены в табл. 4.8.

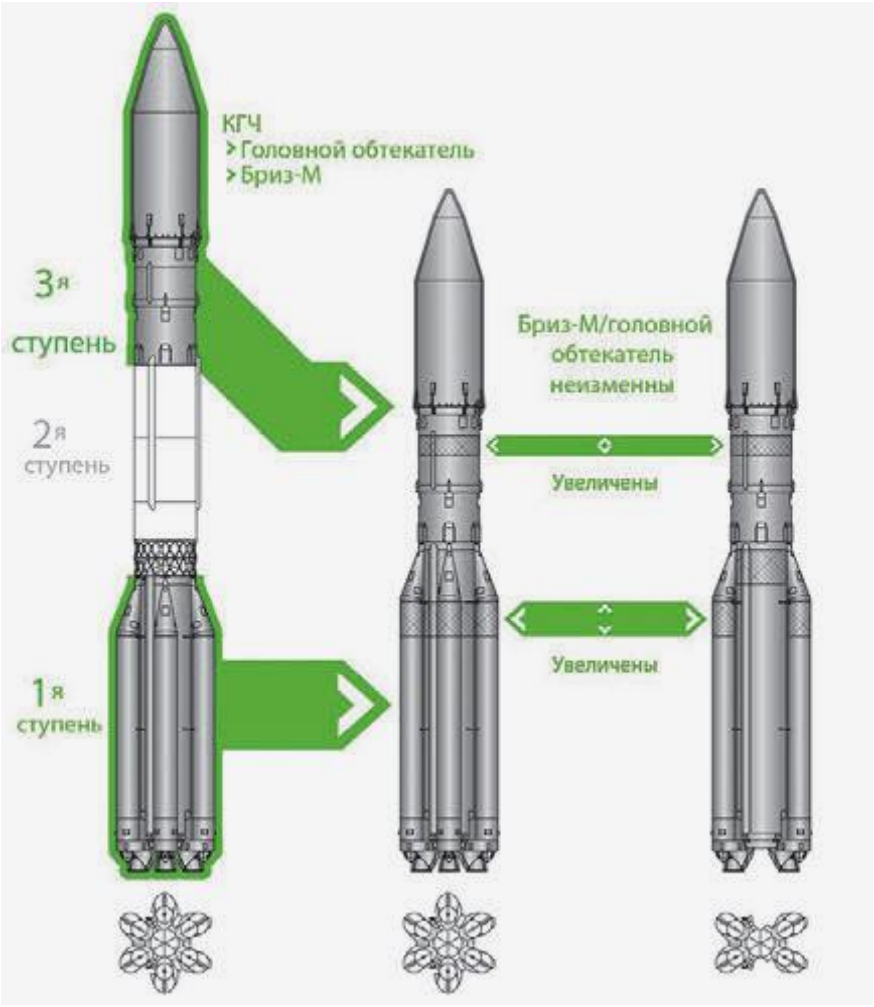


Рис. 4.5. Новые варианты РН «Протон»

Табл. 4.8. Ракеты-носители «Протон»

Название	8К82	8К82К		8К82М	
	Протон	Протон-К		Протон-М	
Дата 1-го старта	16.07.65	10.03.67	11.10.95	07.04.01	07.07.07
Дата 1-го успешного старта	16.07.65	10.03.67	11.10.95	07.04.01	07.07.07
Масса на старте, т	595,5	693,8		712,8	
Масса ПГ, т: на орбиту 200 км на перех. геосинх. на геостационарную на другие траектории	8,4	19,7 4,91 к Луне – 4,53 к Марсу – 2,94	21,0	21,0…22,0 5,5 к Луне – 5,6 к Марсу – 4,8	23,7 6,3
Номинальная тяга на старте, тс	900,0	900,0			
Высота, м	46,28	50,0		57,2	
Макс. поперечный размер, м	7,40	7,40		7,40	
Количество ступеней	2	3	3	3	3
1-я ступень:					
Полная масса, т	450	450		450	
Сухая масса, т	31,1	31,1		30,6	
Длина, м	21,18	21,18		21,18	
Диаметр, м	7,40	7,40		7,40	
Количество двигателей	6	6	6	6	6
Тип двигателей	РД-253 (11Д43)	РД-253 (11Д43)	РД-275 (14Д14)	РД-275 (14Д14)	РД-276
Компоненты топлива	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	150/166	150/166	162/178	162/178	167/184
Уд. импульс, с	267/316	267/316	294/322		
Время работы, с	124	124			
2-я ступень:					
Полная масса, т	134,9	167,83		167,5	
Сухая масса, т	13,18	11,715		11,4	
Длина, м	10,9	14,0		17,05	
Диаметр, м	4,15	4,15		4,15	
Количество двигателей	4	4		4	
Тип двигателей	РД-0210(3)+ РД-0211(1)	РД-0210(3)+ РД-0211(1)		8Д411К(3)+ 8Д412К(1)	РД-0210(3)+ РД-0211(1)
Компоненты топлива	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ		N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга в пустоте, тс	59,3	61,1		59,3	61,1
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	230/326	230/327			
Время работы, с	160	230			
3-я ступень:					
Полная масса, т		50,75		50,3	
Сухая масса, т		4,185		3,7	
Длина, м		6,5		4,11	6,87
Диаметр, м		4,15		4,15	4,15
Тип двигателя		РД-0210(1)+ РД-0211(1)		8Д49+ 8Д811	РД-0210(1)+ РД-0211(1)
Компоненты топлива		N_2O_4+НДМГ		N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга в пустоте, тс		64,2		62,6	59,4
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с		230/325			
Время работы, с		238			

ГЛАВА 3. РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ «ЗЕНИТ»

3.1. «Зенит»/ «Зенит-2»

Двухступенчатая РН 11К77 «Зенит» была разработана НПО «Южное» (бывшее ОКБ-586 М.К.Янгеля) в 1980-х годах. Первая ступень РН 11К77 унифицирована с блоком А ракеты-носителя 11К25 «Энергия» по модулю топливных баков (бак окислителя, межбаковый переходник и бак горючего) и двигательной установке. РН «Зенит» способна вывести на низкую околоземную орбиту груз массой до 14 т. Первый запуск РН был произведен 13.04.85 г.

В 1997-98 годах были проведены доработки РН «Зенит» для выведения на орбиты нескольких спутников в одном пуске по программе «Globalstar». Была разработана специальная головная часть – «диспенсер», в которой размещались 12 спутников и средства их отделения, обеспечивающие выведение спутников группировки на заданные орбиты. Модифицированная РН получила название «Зенит-2». Первый запуск РН «Зенит-2» состоялся 09.09.98 г.

3.2. «Зенит-3»/ «Зенит-3SL»

Трехступенчатая РН 11К77 «Зенит» с модифицированным блоком ДМ в качестве третьей ступени, получившая название «Зенит-3», разрабатывалась для запуска с космодрома Cape York (Австралия). Позднее было достигнуто соглашение о создании международного консорциума Sea Launch (Морской старт) для обеспечения коммерческих пусков этой РН с плавучей платформы «Odyssey». РН для запусков с платформы стала обозначаться «Зенит-3SL». Основное назначение РН «Зенит-3SL» – коммерческие запуски спутников на орбиту, переходную к геостационарной. Запуски проводятся с экватора, что позволяет максимизировать массу КА, выводимого на геостационарную орбиту. Максимальная масса груза, выводимого на орбиту, переходную к геостационарной, постепенно была доведена с 4,9 до 6,2 т.

Рис. 4.6. РН «Зенит-3SL» на платформе «Odyssey»

Запуски коммерческих спутников с плавучей платформы осуществлял консорциум Sea Launch, в который входили Boeing Commercial Space (США), РКК «Энергия», ПО «Южмаш» (Украина) и Kvaerner (Норвегия).

Первый старт РН «Зенит-3SL» с плавучей платформы «Odyssey» состоялся 28.03.99 г.

Эксплуатация морского старта оказалась нерентабельной, в результате в 2009 году консорциум объявил о банкротстве. Платформа «Odyssey» в конечном счете была куплена компанией «S7 Space» и в 2020 году переведена в порт на Дальнем Востоке.

3.3. «Зенит-2SLB»/ «Зенит-3SLB»

Уменьшение массы спутников, в том числе запускаемых на геостационарные орбиты, в результате совершенствования радиоэлектроники, привело к возможности выполнять их запуски не только с экватора, но и с космодрома Байконур, что существенно снижает расходы на подготовку и обеспечение запуска.

Выполненные в 2003-2005 годах работы позволили создать ракетно-космический комплекс «Зенит-М», в состав которого входят РН «Зенит-2SLB» («Зенит-М2») и «Зенит-3SLB» («Зенит-М3»), запускаемые с космодрома Байконур.

Двухступенчатая РН «Зенит-2SLB» обеспечивает выведение на низкую орбиту ИСЗ груза массой до 14 т. Трехступенчатая РН «Зенит-3SLB» способна при старте с Байконура вывести на орбиту, переходную к геостационарной, КА массой 3,6 т, или на стационарную орбиту КА массой 1,6 т.

3.4. «Сункар»

Проект РН «Сункар» (в переводе с казахского – «Сокол») разрабатывается в рамках российско-казахского сотрудничества для использования в комплексе «Байтерек». Головным разработчиком РН определен самарский ракетно-космический центр «Прогресс». Первоначально ракету-носитель «Сункар» предполагалось разработать, как модификацию РН «Зенит-3SLБ».

Летные испытания РН «Сункар» планируется начать в 2024 году.

Табл. 4.9. Ракеты-носители «Зенит»

Название	11К77 Зенит/Зенит-2	Зенит-3SL	Зенит-2SLB	Зенит-3SLB	Сункар
Дата первого старта	13.04.85	28.03.99		28.04.08	
Масса на старте, т	459,0	471		474	520
Масса полезного груза, т на низкую орбиту ИСЗ на переходную к ГСО на стационарную орбиту	13,7 1,0	11,0-15,0 5,25-6,0 2,9	14,0	 3,6 1,6	17,0
Номинальная тяга на старте, тс	744				
Высота, м	57	59,6		58,7	60,2
Макс. поперечный размер, м	3,9	3,9		3,9	4,1
Количество ступеней	2	3	2	3	3
1-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т	354,0	354,0	354,4	349,1	428,5
Сухая масса, т	28,6	28,6	27,6	29,1	30,5
Длина, м	32,9	32,9	32,9	32,94	37,14
Максимальный диаметр, м	3,9	3,9	3,9	3,9	4,1
Количество двигателей	1	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-171	РД-171	РД-171	РД-171М	РД-171М
Компоненты топлива	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	744/834	740,2/806,7	740,0/806,4	740,0/806,4	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	311/337	311/337	309/337	309/337	
Время работы, с	150	150	140-150	140-150	
2-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т	90,6	90,6	90,9	90,4	66,5
Сухая масса, т	9,0	9,0	8,4	8,9	6,5
Длина, м	11,5	11,5	10,4	10,41	7,77
Максимальный диаметр, м	3,9	3,9	3,9	3,9	4,1
Количество двигателей	2	2	2	2	2
Тип двигателей	РД-120 (11Д1123)+11Д513	РД-120 (11Д1123)+11Д513	РД-120 (11Д1123)+11Д513	РД-120 (11Д1123)+11Д513	РД-0124А
Компоненты топлива	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин	Жидкий O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	85,0+8,0	85,0+8,0	93,0+8,1	93,0+8,1	
Уд. импульс в пустоте, с	349	349	350	350	
Время работы, с	315	315	300	360-370	
3-я ступень:		**Блок ДМ-SL**		**Блок ДМ-SLБ**	**Блок ДМ-SLБ**
Масса в заправленном состоянии, т		17,3			
Сухая масса, т		2,72			
Длина, м		5,6			
Максимальный диаметр, м		3,7			
Количество двигателей		1			
Тип двигателей		РД-58М			
Компоненты топлива		Жидкий O_2 + керосин			
Тяга в пустоте, тс		8,65			
Уд. импульс в пустоте, с		353			
Время работы, с		650			

ГЛАВА 4. СУПЕР-РАКЕТЫ ДЛЯ СУПЕР-КОРАБЛЕЙ

4.1. Ракеты с ядерными двигателями

В 1959 году в ОКБ-1 был подготовлен эскизный проект, в котором рассматривались два варианта РН с ядерными двигателями.

РН ЯХР-1 – ракета-носитель, имеющая пакетную схему. Шесть боковых блоков имели по 6 ЖРД.

4.2. РН 11А52 (Н-1)

4.2.1. Начальный вариант Н-1/Н-2

В мае 1960 года С.П. Королев предложил Первому секретарю ЦК КПСС Хрущеву Н.С. развернутый план создания ракетно-космической техники, согласованный с В.Н. Челомеем и М.К. Янгелем. В этом плане в части, касающейся создания ракет-носителей, впервые появилась ракета-носитель Н-1. В соответствии с предложением, проектная документация на РН Н-1 должна была быть разработана в 1962 году. Н-1 должна была выводить на низкую околоземную орбиту полезный груз массой 40-50 т, а на траекторию полета к Марсу – 10-20 т.

Этим же планом предусматривалось в 1963-67 годах создать более мощную РН – Н-2, которая должна была выводить на орбиту ИСЗ 60-80 т, а к Марсу – 20-40 т.

При разработке проекта подход был несколько скорректирован. РН на 75 т полезной нагрузки получила название Н-1, а в качестве РН промежуточной мощности (20 т на низкую орбиту ИСЗ) было предложено использовать РН Н-1 без первой ступени. Эта РН получила обозначение Н-11.

23.06.60 г. вышло Постановление ЦК КПСС и СМ СССР №715-296 «О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоении космического пространства в 1960-1967 гг.». Постановление предписывало, в частности, создание РН стартовой массой 1 000-2 000 т, обеспечивающей вывод на орбиту Земли тяжелого межпланетного корабля (ТМК) массой 60-80 т.

4.2.2. Марсианская РН Н-1

Основой для выбора параметров РН Н-1 стал проект тяжелого пилотируемого межпланетного корабля (ТМК), разрабатывавшийся в ОКБ-1 с 1959 года. Основной задачей разработки РН было создание ракеты-носителя, способной выводить на орбиту ИСЗ полезный груз массой 75 т. Эта величина была задана, как достаточная для пилотируемого корабля к Марсу на облетную траекторию.

По проекту ракета-носитель 11А52 Н-1 должна была иметь три ступени (блоки А, Б и В). Каждая ступень состояла из двух сферических топливных баков, помещенных внутри конического несущего корпуса. Первая ступень имела 24 ЖРД, расположенных по кругу. На второй ступени было 8 таких же двигателей, на третьей ступени было 4 двигателя. Все двигатели работали на керосине и жидком кислороде.

Кислородно-керосиновый блок Г, также входивший в состав РН, являлся, по существу, разгонным блоком для отправки ТМК на межпланетную траекторию.

Полная масса РН на старте должна была составлять 2 110 т. Высота РН – 74 м, максимальный диаметр – 10 м. РН должна была выводить на околоземную орбиту высотой 200 км полезный груз массой 75 т.

4.2.3. Ракета-носитель Н-11

В планах ОКБ-1 предусматривалось также создание РН 11А53 Н-11, которая должна была состоять из блоков Б, В и Г (вторая и третья ступени и разгонный блок Г) РН Н-1. Масса заправленной РН на старте должна была составлять около 700 т. РН должна была выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой до 25 т.

4.2.4. Ракета-носитель Н-111

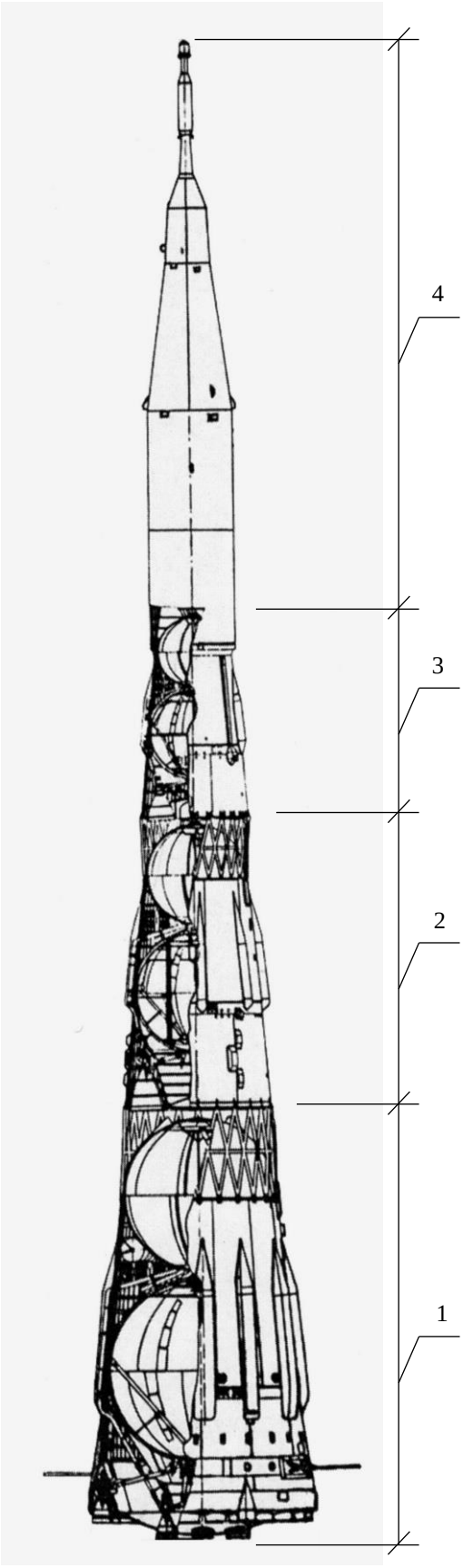
Аналогично РН Н-11 должна была быть создана ракета-носитель 11А54 Н-111, первой и второй ступенями которой были бы блоки В (третья ступень) и Г (разгонный блок) ракеты-носителя Н-1. В качестве третьей ступени предполагалось использовать вторую ступень МБР Р-9 (также разработки ОКБ-1) либо блок Д от Н-1. Масса РН Н-111 на старте должна была составить 216 т. Максимальный полезный груз, выводимый на низкую орбиту ИСЗ – 11 т. Предполагалось, что РН Н-111 должна будет в дальнейшем заменить РН, созданные на базе Р-7.

4.2.5. Лунный вариант РН Н1

В 1964 году, после подписания Постановления СМ СССР и ЦК КПСС о подготовке пилотируемой экспедиции на Луну, были развернуты полномасштабные работы по лунному проекту. Подготовленный в 1963 году проект лунной экспедиции Л3 с использованием трех пусков РН Н-1 и сборкой на орбите ИСЗ лунного комплекса массой 200 т был пересмотрен. Было решено применить однопусковую схему полета, подняв грузоподъемность РН Н-1 с 74 т до 95 т. Для этого пришлось увеличить количество ЖРД на первой ступени.

Ступени РН представляли собой несущие конические оболочки, внутри которых на ферменных конструкциях подвешивались сферические топливные баки. Такая конструктивная схема была выбрана по причине отсутствия в то время технологии сварки алюминиевых оболочек большой толщины. Сферические оболочки баков по условиям прочности при заданном объеме баков имели минимальную толщину.

Двигатели всех ступеней РН работали на керосине и жидком кислороде. С.П.Королев не принял предложение Главного конструктора ОКБ-456 В.Н.Глушко о применении в РН Н1 двигателей на высококипящих компонентах – несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и тетраоксид азота (N_2O_4), считая принципиально неприемлемым использование токсичных компонентов на РН такого размера. В свою очередь, В.Н.Глушко отказался разрабатывать ЖРД большой мощности, работающий на криогенных компонентах. В итоге С.П.Королев был вынужден обратиться в ОКБ Кузнецова, создавшее кислород-керосиновые ЖРД максимальной на тот период мощности – около 150 т тяги на уровне моря. Результатом явилась необходимость установить на первой ступени сначала 24 ЖРД, расположив их по окружности, а затем, после принятия решения о переходе к однопусковой схеме, дополнительно установить в центре еще шесть таких же двигателей. Такое количество ЖРД явилось одной из причин возникших проблем при отработке РН Н-1.



1 – блок А
2 – блок Б
3 – блок В
4 – комплекс Л3

Рис. 4.7. РН 11А52 Н-1 с комплексом Л3

Попытка первого запуска РН 11А52 Н-1 была произведена 21.02.69 г. Запуск завершился аварией первой ступени РН на 69-й секунде полета. В дальнейшем было выполнено еще три пуска РН Н-1, все неудачные. В последнем пуске, который был произведен 23.11.72 г., авария 1-й ступени РН произошла на 107-й секунде полета – за 7 сек до начала работы второй ступени. Таким образом, была практически завершена летная отработка 1-й ступени, которая из-за больших габаритов и дефицита времени не отрабатывалась на наземном стенде. 2-я и 3-я ступени, отработанные на стендах, сомнений в работоспособности не вызывали. Специалисты ОКБ-1 были уверены, что очередной пуск РН Н-1, назначенный на IV квартал 1974 года, будет успешным. Однако этим надеждам не суждено было сбыться – В.Н.Глушко, назначенный в 1974 году Генеральным конструктором ЦКБЭМ, принял решение о прекращении всех работ по ракете-носителю Н-1.

В табл. 4.10 приведены краткие данные о запусках РН Н-1.

Табл. 4.10. Запуски ракеты-носителя Н-1

№	№ РН	Дата запуска	Назначение запуска	Примечание
1	3Л	21.02.69	Первый пуск РН Н-1. Испытания РН. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 69-й секунде полета.
2	5Л	03.07.69	Второй пуск РН Н-1. Облет Луны с выходом на орбиту ИСЛ.	Авария 1-й ступени РН на 1-й секунде полета. Полет продолжался 23 секунды при продолжающемся пожаре в отсеке двигателей 1-й ступени.
3	6Л	27.06.71	Третий пуск РН Н-1. Испытания РН при выводе полезного груза на высокоэллиптическую орбиту.	С самого начала полета наблюдалось неуправляемое нарастание вращения по крену, в результате чего на 51-й секунде все двигатели 1-й ступени РН были выключены системой управления.
4	7Л	23.11.72	Четвертый пуск РН Н-1. Испытания комплекса на высокоэллиптической орбите.	Авария 1-й ступени РН на 107-й секунде полета – за 7 сек до начала работы второй ступени.
	8Л	IV кв.74 г.	Пятый пуск РН Н-1. Выход комплекса ЛОК+ЛК на орбиту ИСЛ и возвращение ЛОК на Землю в автоматическом режиме.	Решением В.П. Глушко пуск отменен.
	9Л	1975 год	Шестой пуск РН Н-1. Посадка ЛК на Луну и возвращение ЛОК на Землю в автоматическом режиме.	Решением В.П. Глушко программа Н1-Л3 закрыта.

Основные характеристики РН Н-1 с комплексом Л3 в качестве полезной нагрузки приведены в табл. 4.14.

Кроме пилотируемой лунной экспедиции, РН Н-1 должна была применяться для решения многих других задач, как, например, выведение на орбиту ИСЗ тяжелых орбитальных станций, запуск автоматического комплекса для доставки марсианского грунта и др.

4.2.6. Проекты модификаций РН Н-1

Несмотря на неудачи при первых запусках РН Н-1, разработчики ЦКБЭМ прорабатывали пути повышения мощности этой супер-ракеты.

Для повышения характеристик ракеты-носителя Н-1 предлагалось последовательно создать ряд модификаций РН. Основные расчетные параметры возможных модификаций приведены в табл. 4.11.

Табл. 4.11. Проекты модификаций РН Н-1

№	Название РН	Масса полезного груза, т	Стартовый вес, т	Сухой вес, т	Суммарная тяга на старте, тс	Высота РН, м	Описание модификации
0	Н-1	75	2 110		3 560	74	Марсианский вариант (1960-62 г.).
1	**Н-1**	**95**	**2 756**	**260**	**4 590**	**105**	**Базовый вариант с комплексом Л3 (1969 г.).**
2	Н-1УВ-3	115	2 900	285	4 500	120	Замена керосина на водород на 3-й ступени РН Н-1У.
3	Н-1Ф	100	2 950	280	5 250	110	Использование форсированных кислород-керосиновых двигателей: 1-я ступень – тяга 175 тс вместо 150 тс, 2-я ступень – 200 тс вместо 175 тс; увеличение объема топлива 2-й и 3-й ступеней.
4	Н-1ФВ-3	125	3 000	300	5 250	125	Замена керосина на водород на 3-й ступени РН Н-1Ф.
5	Н-1ФВ-2,3	150	3 250	355	5 250	145	Замена керосина на водород на 2-й и 3-й ступенях РН Н-1Ф.
6	Н-1М (вариант 1)	155	4 950	470	7 500	135	Использование форсированных кислород-керосиновых двигателей 1-й ступени – тяга 250 тс; увеличение объема топлива 1-й ступени. 2-я и 3-я ступени – по варианту Н-1Ф.
7	Н-1М (вариант 2)	175	5 300	505	7 500	140	Использование форсированных двигателей 2-й ступени – тяга 280 тс; увеличение объема топлива 2-й ступени.
8	Н-1МВ-3 (вариант 1)	185	4 950	490	7 500	145	Замена керосина на водород на 3-й ступени РН Н-1М варианта 1.
9	Н-1МВ-3 (вариант 2)	205	5 350	520	7 500	150	Замена керосина на водород на 3-й ступени РН Н-1М варианта 2.
10	Н-1МВ-2,3	230	5 200	530	7 500	165	Замена керосина на водород на 2-й и 3-й ступенях РН Н-1М.
11	Н-1ФВ-4						Установка на РН Н-1Ф 4-й ступени с кислород-водородным ЖРД.
12	Н-1А	270	2 400	370	3 570	180	Ядерный двигатель на второй ступени.
13	Н-1АФ	300	2 500	270	3 570	200	На второй ступени – облегченный ядерный двигатель с более высокими характеристиками.
14	Н1В	420	2 600	620	3 570	190	На второй ступени – ядерный двигатель повышенной мощности.
15	Н-1В-Б	360	3 060	770	3 570	210	На второй ступени – ядерный двигатель с биологической защитой (для запуска пилотируемых комплексов).

Первоочередной модификацией являлся вариант форсированных ЖРД на первой и второй ступенях РН с увеличением емкости топливных баков – Н-1Ф. Для сравнения ниже приводится сравнение расчетных характеристик базовой РН и ее модификации:

Табл. 4.12. Масса доставляемого полезного груза, т

	Н-1	Н1Ф
На низкую орбиту ИСЗ	95	105
На геопереходную орбиту	46	51
На геостационарную орбиту	22	24
На окололунную орбиту	31	34

4.2.7. Кислородно-водородные блоки для Н-1

Одним из путей повышения энергетических характеристик РН Н-1 являлась замена горючего с керосина на водород. Расчеты показывали, что применение кислородно-водородного ЖРД на третьей ступени РН позволит увеличить массу полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту с 95 т до 120 т. Использование жидких кислорода и водорода также и на второй ступени позволило бы выводить на орбиту ИСЗ до 150 т.

Для замены второй ступени РН (блок Б) на кислородно-водородную ступень в ОКБ-276 (руководитель Кузнецов Н.Д.) была разработана проектная документация на ЖРД НК-15В, имевший на Земле тягу 169 тс. В дальнейшем величина тяги должна была быть увеличена до 200 тс. На третьей ступени (блок В) должен был использоваться ЖРД 11Д54 с неподвижной камерой сгорания, имевший тягу в пустоте 40 тс. Разработку этого ЖРД выполняло ОКБ-165 (руководитель Люлька А.).

Начинать переход на водородное горючее было решено с ракетных ступеней меньшей размерности – с блоков Г и Д, входивших в лунный комплекс Л3. Эти кислородно-керосиновые блоки должны были быть заменены на кислородно-водородные блоки С и Р. Для реализации такой замены разрабатывались ЖРД, работавшие на жидких кислороде и водороде.

На блок С планировалось устанавливать ЖРД 11Д57, являющийся модификацией ЖРД 11Д54 и отличающийся от прототипа возможностью качания камеры сгорания.

Для блока Р ОКБ-2 (руководитель Исаев А.М.) разработало кислородно-водородный ЖРД 11Д56. ДУ блока Р должна была иметь возможность многократного запуска, как и блок Д штатного комплекса Л3.

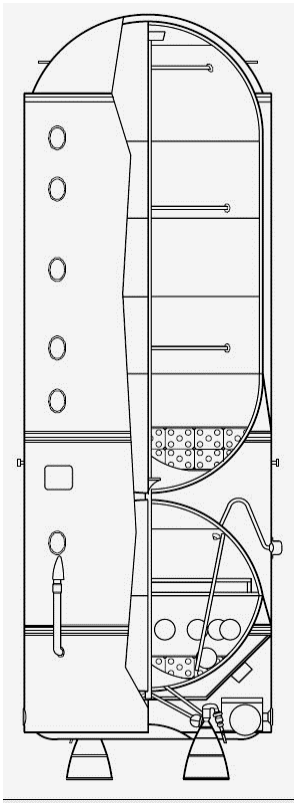


Рис. 4.8. Блок Ср

ЖРД 11Д56 и 11Д57 прошли полный объем экспериментальной отработки на стенде. В мае 1971 года было принято решение в составе модернизированного лунного комплекса вместо блоков С и Р использовать блок Ср с двумя модифицированными ЖРД 11Д56М, которые имели возможность работы на двух режимах.

Основные характеристики кислородно-водородных блоков С, Р и Ср приведены в табл. 4.13.

Табл. 4.13. Кислородно-водородные блоки С, Р и Ср

Название	Блок С	Блок Р	Блок Ср
Масса конструкции, т	8,7	4,3	11,5
Масса заправляемого топлива, т	50,0	18,7	до 66,4
Длина, м		8,7	16,5
Диаметр, м		4,1	5,2
Тип ЖРД	11Д57	11Д56	11Д56М
Количество ЖРД	1	1	2
Тяга одного ЖРД на основном режиме, тс	40,0	7,5	7,54
Тяга одного ЖРД на режиме средней тяги, тс			4,0
Удельный импульс, с			441
Количество включений ЖРД	1	до 7	до 5
Время полета, сут		до 7	до 11
Масса доставляемого груза: на орбиту ИСЛ, пилотируемый КК на орбиту ИСЛ, беспилотный КА на геостационарную орбиту на траекторию полета к Марсу			 23,8 24,1 20,0 27,8

4.3. Ракета-носитель УР-700

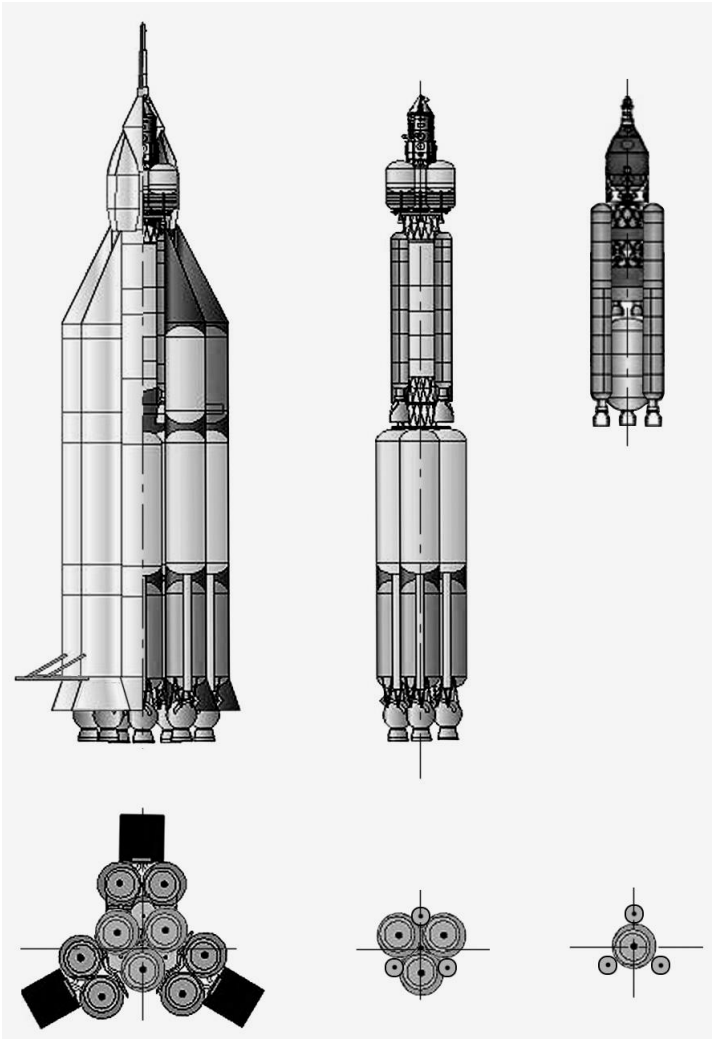
4.3.1. УР-700 (ПРОЕКТ 1962 ГОДА)

Трехступенчатая ракета-носитель УР-700 (11К87), предназначавшаяся для осуществления прямого пилотируемого полета на Луну, проектировалась в ОКБ-52, начиная с 1962 года, как часть семейства ракет-носителей УР (УР – Управляемая Ракета).

Первично РН УР-700 проектировалась для запуска к Луне лунного корабля ЛК-3. Первая ступень РН состояла из трех пар ракетных блоков диаметром по 4,15 м, расположенных вокруг блоков второй ступени. В каждый блок входил бак горючего (НДМГ), бак окислителя (тетраоксид азота) и ЖРД РД-270. В головной части блоков, кроме того, размещались дополнительные баки: в одном блоке из пары – бак окислителя, во втором – бак горючего. При старте ЖРД первой и второй ступеней начинают работать одновременно, но в двигатели второй (центральной) ступени топливные компоненты подаются сначала из дополнительных баков блоков первой ступени. После выработки всего топлива из баков первой ступени пустые блоки отбрасываются, а ЖРД второй ступени начинают расходовать топливо из своих баков.

Вторая ступень, расположенная в центре, состояла из трех блоков такого же диаметра, что и внешние блоки (первая ступень), но меньшей длины.

Рассматривались различные варианты третьей ступени, различавшиеся топливными компонентами и типом двигателя:



а) б) в)

а – РН с комплексом ЛК-700
б – 2-я и 3-я ступени РН с комплексом ЛК-700
в – вариант 3-й ступени с комплексом ЛК-3 (1962 г.)

Рис. 4.9. РН УР-700

- РД-54 (11Д54), работающий на компонентах жидкий водород – жидкий кислород. РН должна была иметь стартовую массу 4 790 т и выводить на низкую околоземную орбиту груз массой 185 т;
- РД-350, работающий на компонентах жидкий водород – жидкий фтор. Стартовая масса – 4 800 т, масса выводимого груза – 215 т;
- ядерный двигатель РО-31, использующий в качестве рабочего тела смесь жидкого водорода и метана. Проектная масса РН на старте – 4 820 т, масса полезного груза – 270 т.

После утверждения в 1964 году РН Н-1 в качестве основной для лунной программы, ОКБ-52 приостановило работы по проекту УР-700, но с 1967 года, когда выявились проблемы в создании Н-1, работы были возобновлены.

4.3.2. УР-700 (ПРОЕКТ 1968 ГОДА)

После возобновления работ в 1967 году в проект УР-700 были внесены следующие изменения:

- выводимый на промежуточную орбиту ИСЗ лунный комплекс ЛК-3 был заменен комплексом ЛК-700, что потребовало некоторой перекомпоновки третьей ступени;
- в качестве топлива для третьей ступени были выбраны НДМГ и тетраоксид азота.

В окончательном варианте третья ступень представляет собой модифицированную первую ступень РН УР-500. Она состоит из укороченного по сравнению с УР-500 центрального блока диаметром 4,15 м и трех (вместо шести в случае УР-500) удлиненных внешних блоков диаметром 2 м. Внешние блоки располагаются в промежутках между тремя парами блоков первой ступени. На нижнем силовом шпангоуте, соединяющем внешние блоки, установлены три ЖРД РД-254 (модификация ЖРД РД-253, который использовался на РН УР-500).

РН УР-700 при стартовом весе 4 820 т должна была выводить на низкую орбиту ИСЗ груз массой 151 т.

Основные параметры РН УР-700 (с комплексом ЛК-700) приведены в табл. 4.14.

Предполагаемый внешний вид и компоновка РН УР-700 с комплексами ЛК-700 и ЛК-3 показаны на рис. 4.9.

4.3.3. УР-700М

После выхода 30 июля 1969 года приказа № 232 Министра общего машиностроения о подготовке проекта марсианской пилотируемой экспедиции, ЦКБМ (бывшее ОКБ-52) под руководством Генерального конструктора В.Н.Челомея разработало проект супер-ракеты УР-700М (УР-700 марсианская) для сборки на орбите ИСЗ и запуска к Марсу марсианского корабля МК-700.

Ракета-носитель УР-700М должна была создаваться на базе проекта РН УР-700. В отличие от базового варианта, УР-700М должна была иметь в составе первой ступени не шесть, а девять блоков, на каждом из которых устанавливался двигатель РД-270, работающий на НДМГ и тетраоксиде азота. В качестве второй и последующих ступеней использовалась уже отработанная РН УР-500.

Расчетная грузоподъемность РН УР-700М – 180 т.

4.3.4. УР-900

Дальнейшие работы над проектом марсианской экспедиции привели к необходимости повысить грузоподъемность РН УР-700М. Проект модифицированной РН УР-700М был вскоре переименован в УР-900.

РН УР-900 должна была иметь в качестве первой ступени 15 блоков, аналогичных блокам первой ступени УР-700. Высота РН – 90 м, максимальный поперечный размер – 28 м. Стартовая масса – 8 000 т, масса полезного груза, выводимого на низкую орбиту – 240 т.

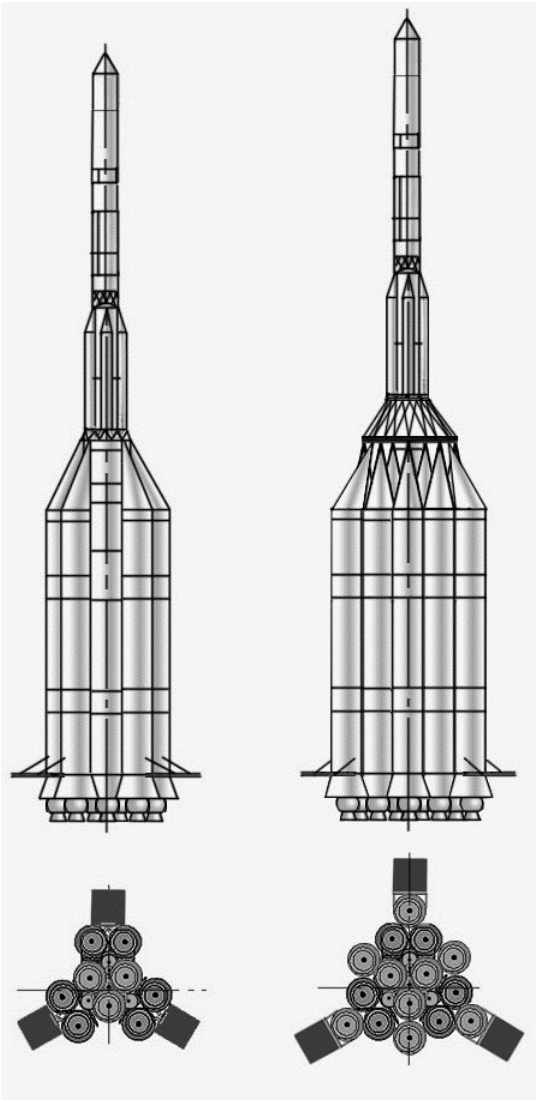


Рис. 4.10. РН УР-700М и УР-900

4.4. Ракета-носитель Р-56

В 1965 году Главным конструктором ОКБ-586 М.К.Янгелем была предложена четырехступенчатая супер-ракета Р-56 (8К68), вдвое меньшей массы, чем Н-1. Янгель предложил использовать для полета на Луну двухпусковую схему со стыковкой на окололунной орбите. Это повышало сложность реализации полета, но упрощало задачу выведения к Луне лунного комплекса большой массы.

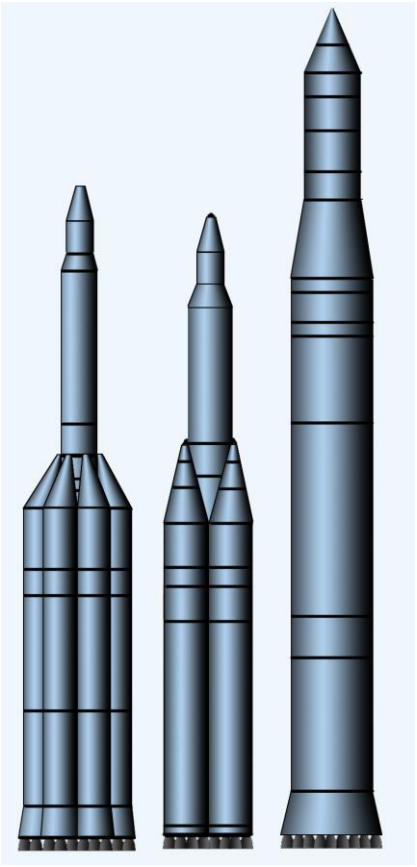
Рассматривались три основные схемы РН Р-56:

- семиблочная, первая ступень которой образована центральным и шестью боковыми блоками. Диаметр блоков – 3,0 м;
- четырехблочная, у которой четыре блока первой ступени диаметром 3,8 м расположены вокруг второй ступени такого же диаметра;
- моноблочная, в которой каждая ступень состоит из одного блока. Диаметр первой ступени – 6,5 м.

После проведенного анализа была выбрана моноблочная схема. РН Р-56 должна была иметь три ступени: блоки А, Б и орбитальный блок (блок О). Блок О (третья ступень РН) должен был использоваться как для вывода на околоземную орбиту тяжелых грузов, так и для перевода выведенного объекта на траекторию полета к Луне или на переходную геосинхронную орбиту (вторым включением). Для выхода на окололунную или геостационарную орбиту должна была устанавливаться четвертая ступень (блок К).

РН Р-56 должна была иметь стартовую массу 1 420 т и выводить на круговую полярную орбиту высотой 200 км полезный груз массой 40 т. На окололунную орбиту РН могла бы доставить груз массой 12 т, на стационарную орбиту – 6 т. К Марсу или к Венере РН обеспечивала отправку объекта массой 6-8 т.

Основные характеристики ракеты-носителя Р-56 приведены в табл. 4.14.



а) б) в)

а – семиблочная схема
б – четырехблочная схема
в – моноблочная схема

Рис. 4.11. РН Р-56

Табл. 4.14. Сверхтяжелые ракеты-носители

Название	H1 (1962 г.) 11А52	H1 (1969 г.) 11А52	H1 с №8Л 11А52	УР-700 (1968)	Р-56 8К68
Масса на старте, т	2 110	2 756		4 820	1 420
Масса полезного груза, т	74,0	95,0		151,0	40,0
Номинальная тяга на старте, тс	3 460	4 590	5 130	5 760	2 370
Высота (с ПГ), м	105	105	105	76	67,8
Макс. поперечный размер, м	16,875	16,875	16,875	17,6	8,2
Количество ступеней	3	3	3	3	3
1-я ступень:	**Блок А**	**Блок А**	**Блок А**		**Блок А**
Масса, т	1 384	1 942		3 210	1 162
Сухая масса, т	117,0	192,0		222,1	162
Длина, м	30,0	30,09	30,09	53,6	36,0
Максимальный диаметр, м	16,875	16,875	16,875	17,6	6,5
Количество двигателей	24	30	30	6	16
Тип двигателей	НК-15	НК-15	НК-33	РД-270 (8Д420)	РД-253 (11Д48)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	153/170,5	153/170,5	171/	640/685,7	148/164
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	297/330	297/330		301/322	285/316
Время работы, с	103	113		151	120
2-я ступень:	**Блок Б**	**Блок Б**	**Блок Б**		**Блок Б**
Масса, т	506,0	506,0		1 072,0	213,0
Сухая масса, т	50,0	50,0		75,6	13,0
Длина, м	20,46	20,46	20,46	34,2	12,0
Максимальный диаметр, м	10,3	10,3	10,3	8,3	6,5
Количество двигателей	8	8	8	3	1
Тип двигателей	НК-15В	НК-15В	НК-43	РД-270	РД-254
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/174,5	/174,5	/179	640/685,7	172/202
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	/346	/346		301/322	/325
Время работы, с	106	108		306	370
3-я ступень:	**Блок В**	**Блок В**	**Блок В**		**Блок О**
Масса, т	193,0	193,0		399,4	32,0
Сухая масса, т	16,0	16,0		26,0	2,0
Длина, м	11,51	11,51	11,51	20,83	7,0
Максимальный диаметр, м	7,6	7,6	7,6	7,5	4,0
Количество двигателей	4	4	4	3	1
Тип двигателей	НК-19	НК-19	НК-31	РД-254 (11Д44)	РД-0213
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ
Тяга в пустоте, тс	40,8	40,8	45,5	174,6	55,4
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	350	350		328	327
Время работы, с	375	375		225	190
4-я ступень (РБ):	**Блок Г**	**Блок Г**	**Блок Г**		**Блок К**
Масса, т				33,5	9,4
Сухая масса, т				1,9	0,7
Длина, м				6,2	5,0
Максимальный диаметр, м		4,4	4,4	2,7	4,0
Количество двигателей		1	1	1	1
Тип двигателей		НК-19		11Д423	РД-280
Компоненты топлива		O_2 + керосин	O_2 + керосин	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+ Аэрозин 50
Тяга в пустоте, тс		40,8		13,4	11,9
Уд. импульс в пустоте, с		350		326	350
Время работы, с		365		760	350

4.5. Ряд РЛА

В мае 1974 году новый Генеральный конструктор ЦКБЭМ В.П.Глушко предложил создание ряда РН, которые должны были заменить все средние и тяжелые ракеты-носители, включая Н1. Новые РН, получившие наименование РЛА[1] (Ракетный Летательный Аппарат), должны были строиться по модульному принципу, используя центральный блок диаметром 9 м и одинаковые боковые блоки диаметром 6 м и длиной 30 м. На центральном блоке устанавливалось шесть ЖРД тягой по 600 тс, на боковых – по четыре ЖРД тягой по 250 тс. Все ЖРД работали на керосине и жидком кислороде.

Табл. 4.15. Ракеты-носители РЛА (май 1974 г.)

Название	РЛА-120	РЛА-135	РЛА-150
Масса на старте, т	980	2 650	6 000
Масса полезного груза на низкой орбите ИСЗ, т	30	100	250
Количество боковых блоков	-	4	6

К августу 1974 года были проведены уточняющие расчеты и разработки. В.П.Глушко на совещании с участием министра общего машиностроения С.А.Афанасьева и секретаря ЦК КПСС Устинова Д.Ф. представил уточненные предложения по последовательному ряду тяжелых ракет-носителей.

Табл. 4.16. Ракеты-носители РЛА (август 1974 г.)

Название	РЛА-120	РЛА-140	РЛА-130	РЛА-150 «Вулкан»
Масса на старте, т	980			6 000
Масса полезного груза на низкой орбите ИСЗ, т	30	155-165	175-183	250
Количество боковых блоков	-	2	4	6
Полезный груз		РЛА-135		
Крепление ПН	сверху	сбоку	сбоку	сверху

Индексом РЛА-135 был обозначен многоразовый транспортный корабль массой 155 т, доставлявший на орбиту, в свою очередь, 40 т полезного груза.

В 1975-1976 годах разрабатывались проекты многоразовых транспортных космических кораблей ОС-120[2] и МТК-ВП[3] , которые должны были выводиться на орбиту тяжелыми РН. Для МКК ОС-120 было решено использовать РН РЛА-130 с боковым креплением корабля. МТК-ВП предлагалось выводить на орбиту ракетой-носителем РЛА-130В («В» – верхнее расположение полезного груза). В 1976 году проект РН РЛА-130 был доработан.

В проекте диаметр боковых блоков (блоки А) был изменен на 3,9 м, а диаметр центрального блока (блок Ц) изменен до 8,37 м. На боковых блоках использовался кислородно-керосиновый ЖРД РД-170, имевший тягу на земле 740 т, а в вакууме – 806 т. На центральном блоке устанавливались четыре кислородно-водородных ЖРД.

В табл. 4.17 приведены краткие данные РН РЛА-130 проектов 1975 и 1976 годов и РЛА-130В.

[1] В 1930-е годы под руководством В.П.Глушко создавались маломощные экспериментальные ракеты, также называвшиеся «РЛА». Последней разработанной тогда моделью была ракета РЛА-100.

[2] См. часть 1, п.7.8.1.

[3] См. часть 1, п.7.11.

Табл. 4.17. Ракеты-носители РЛА-130В и РЛА-130 (1975 г. и 1976 г.)

Название	РЛА-130В (1975 г.)	РЛА-130 (1975 г.)	РЛА-130 (1976 г.)
Масса на старте, т	2 380	2 380	2 410
Масса полезного груза, т	88	120	98
Номинальная тяга на старте, тс	4 100	2 985	3 720
Высота (без ПГ), м	39,6	56	56
Макс. поперечный размер, м	16,57	22	22
Количество ступеней	2	2	2
1-я ступень:	**6 боковых блоков**	**4 боковых блока**	**4 боковых блока**
Масса в заправленном состоянии, т			
Масса топлива, т	250	330	310
Длина, м	25,7	40,75	40,75
Максимальный диаметр, м	3,9	3,9	3,9
Количество двигателей	1	1	1
Тип двигателей	РД-123	РД-123	РД-170
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	600/670	600/670	740/806
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	305/340	305/340	308/336
Время работы, с			
2-я ступень:			
Масса в заправленном состоянии, т			
Масса топлива, т	455	720	800
Длина, м	37,45		
Максимальный диаметр, м	8,37	8,37	8,37
Количество двигателей	2	3	4
Тип двигателей	11Д122	11Д122	РД-0120
Компоненты топлива	O_2 + H_2	O_2 + H_2	O_2 + H_2
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/250	/250	/190
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	/450	353/450	350/452
Время работы, с			

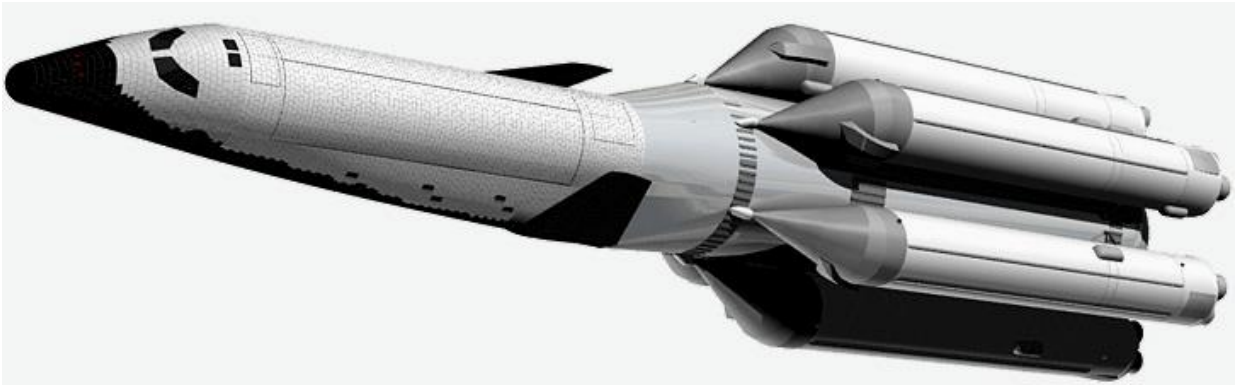


Рис. 4.12. РН РЛА-130В с МТК-ВП
(Рис.с сайта www.buran.ru)

В дальнейшем проект МКК ОС-120 претерпел эволюционные изменения и стал сначала проектом ОК-92, а затем 11Ф35. Соответственно, РН РЛА-130 постепенно превратилась в РН 11К25.

В 1976 году в НПО «Энергия» был завершен эскизный проект многоразовой ракетно-космической системы «Буран», в котором кроме основной РН 11К25 рассматривались варианты РН с другим количеством боковых блоков. Краткая информация об этих вариантах приведена в табл. 4.18.

Табл. 4.18. Ракеты-носители РЛА (1976 г.)

Название	РЛА-125 «Гром»	РЛА-130 (11К25)	РЛА-131	РЛА-132 «Вулкан»	РЛА-133
Масса на старте, т	1 650	2 392	3 112	3 810	5 800
Масса полезного груза, т: на низкой орбите ИСЗ на окололунной орбите	50	92-95	135-142	160-170 41	190-210 51
Количество боковых блоков	2	4	6	8	9

В 1977 году диаметр блока Ц был уменьшен до 7,7 м из-за выявившихся производственно-технологических ограничений (имевшееся оборудование не позволяло изготавливать топливные баки нужного диаметра). Для того, чтобы не увеличивать длину блока Ц, было предложено сделать его составным из двух частей – верхний блок 1Ц и нижний блок 2Ц. В блоке 1Ц размещался топливный бак, из которого жидкий водород начинал расходоваться сразу со старта. После израсходования топлива блок 1Ц отбрасывался с помощью РДТТ увода, а водород в ЖРД начинал поступать из топливного бака блока 2Ц. Бак окислителя (жидкого кислорода) общий для всего запаса топлива размещался в блоке 2Ц. Количество ЖРД было уменьшено до трех.

Табл. 4.19. Ракеты-носители РЛА (1977 г.)

Название	РЛА-125	РЛА-130	РЛА-131	РЛА-132 «Вулкан»	РЛА-133
Масса на старте, т	1 270	2 250	2 981	3 437	4 155
Масса полезного груза на низкой орбите ИСЗ, т:	50	90	120	158	170
Количество боковых блоков	2	4	6	8	8

В 1979 году блок Ц снова стал цельным. Это стало возможным за счет применения переохлажденных жидких кислорода и водорода, что повысило плотность заправляемых компонентов и позволило получить приемлемые размеры центрального блока, и на нем снова установили четыре ЖРД.

Начиная с 1980 года обозначение РЛА практически не применяется.

Проект РЛА-125 некоторое время прорабатывался под названием РН «Гроза».

За сверхтяжелой РН РЛА-132 в дальнейших разработках окончательно закрепилось наименование РН «Вулкан».

РН РЛА-130 получила чертежное обозначение 11К25, а после первого запуска 15.05.87 г. ей было присвоено название «Энергия».

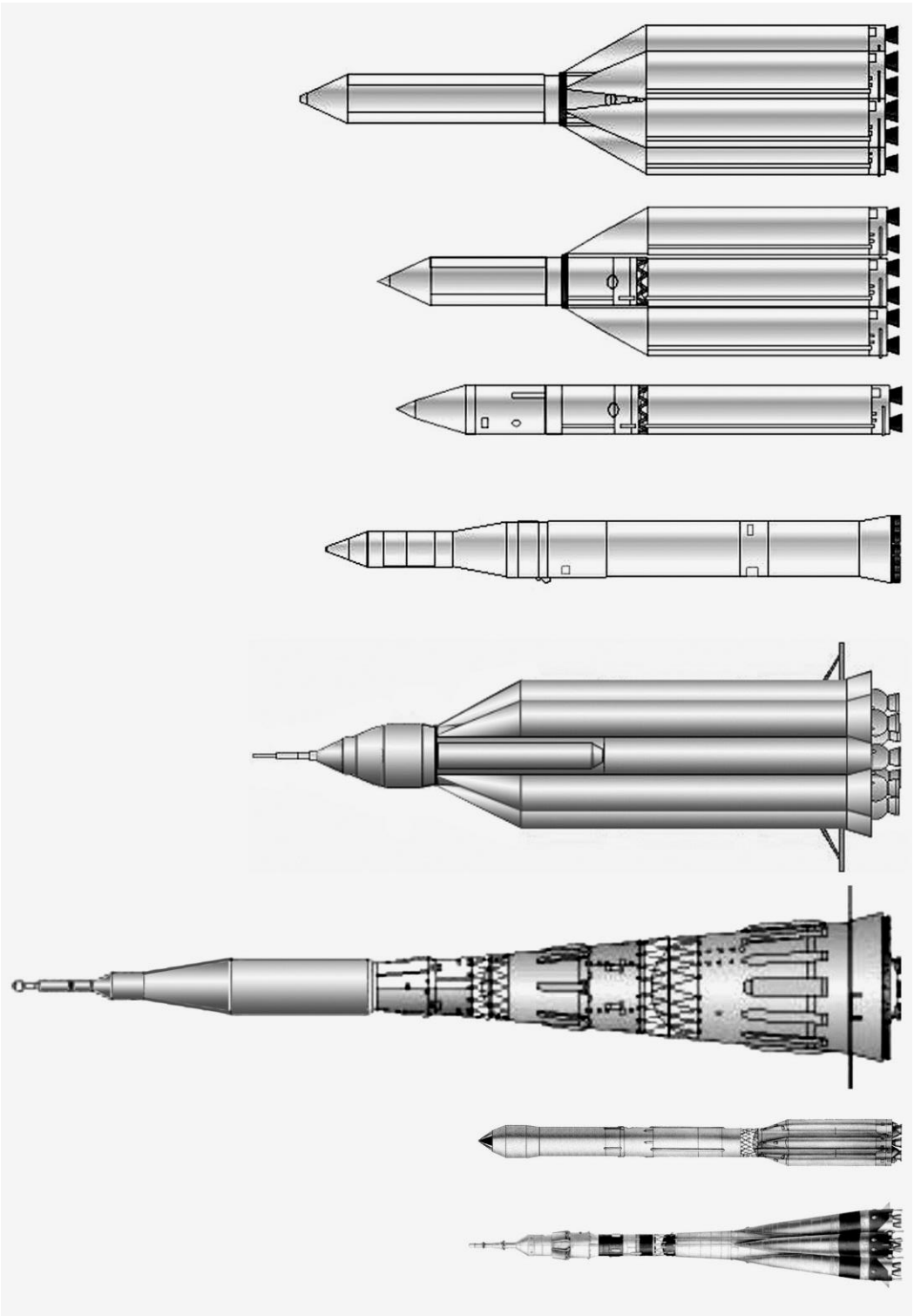


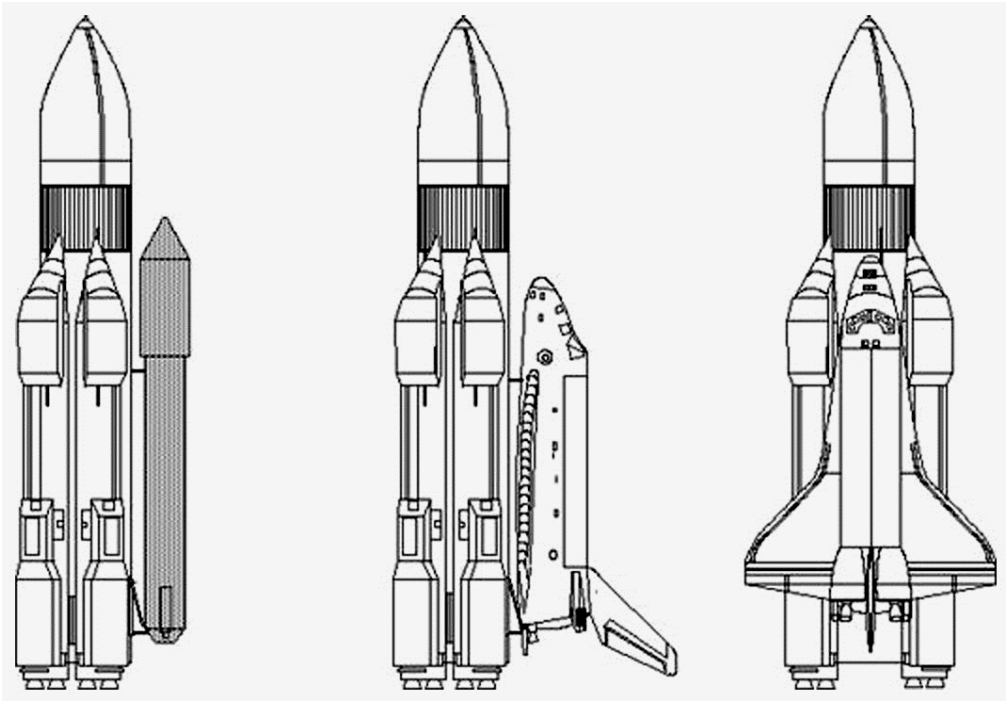
Рис. 4.13. Сравнительные размеры ракет-носителей

ГЛАВА 5. СУПЕР-РАКЕТЫ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

5.1. 11К25 «Энергия»

Ракета-носитель 11К25 «Энергия» разрабатывалась со второй половины 1970-х годов, как составная часть транспортно-космической системы 1К11К25 «Энергия-Буран». Эта система создавалась в качестве ответа СССР на вызов США, построивших флот из четырех многоразовых кораблей «Space Shuttle». Несмотря на внешнее сходство с МТКС «Space Shuttle», система «Энергия-Буран» значительно отличалась по конструктивным решениям.

РН выполнена по пакетной схеме с параллельным расположением блоков первой и второй ступеней. Первая ступень состоит из четырех блоков А, размещенных попарно вокруг второй ступени – блока Ц. ЖРД первой ступени работают на жидком кислороде и керосине, ЖРД блока Ц используют жидкий кислород и жидкий водород.



a) b)

a) с КА «Скиф-ДМ»
b) с МКК «Буран»

Рис. 4.14. РН 11К25 «Энергия»

Впервые в отечественном ракетостроении реализовано боковое расположение груза, который крепится к блоку Ц в промежутке между блоками А. В отличие от МТКС «Space Shuttle», двигатели центрального блока расположены на самом блоке, а не перенесены на КК, как на американском аналоге. Благодаря такому решению РН «Энергия» может выводить в космос не только МКК «Буран», но и другие объекты и грузы. На рис. 4.14 показаны два варианта полезной нагрузки РН «Энергия»:

- тяжелый КА с обтекателем его головной части,
- многоразовый космический корабль «Буран».

Существовал также проект использования РН 11К25 в чисто грузовом варианте, получивший обозначение 14А10 «Буран-Т».

Блок Ц является одноразовым. Блоки А рассчитывались на 10-кратное использование, для чего предполагалось оснастить каждый блок передним и задним раскрывающимся шасси, а в зоне центра масс блока установить РДТТ мягкой посадки. Многоразовость блоков А предполагалось реализовать на втором этапе отработки РН, поэтому в двух произведенных пусках РН «Энергия» эти блоки являлись одноразовыми, и, соответственно, средства спасения блоков (парашютная система,

шасси, РДТТ мягкой посадки) отсутствовали. Тем не менее, для сохранения аэродинамических свойств были установлены обтекатели, которые должны были в дальнейших пусках закрывать шасси и РДТТ.

Блоки А, изготавливаемые НПО «Южное» (бывшее ОКБ-586), были унифицированы с первой ступенью РН 11К77 «Зенит» - в этих ступенях используются одинаковые топливные модули (бак окислителя, межбаковый переходник и бак горючего) и двигательные установки.

Первый пуск РН «Энергия» был произведен 15.05.87 года. В качестве полезного груза РН должна была вывести на баллистическую траекторию макет беспилотного КА «Скиф-ДМ» («Полюс»). КА имел собственный разгонный блок, который должен был выполнить довыведение КА на орбиту ИСЗ. Пуск на участке работы первой и второй ступеней РН прошел без замечаний, но из-за сбоя в системе управления КА на орбиту не вышел.

Вторым пуском 15.11.1988 года РН «Энергия» вывела на околоземную орбиту МКК «Буран» 11Ф35. Очередной пуск комплекса «Энергия-Буран» был запланирован на IV кв. 1991 года, но наступивший распад СССР и экономический кризис обострили споры в руководстве отрасли и правительстве о необходимости развертывания и эксплуатации столь дорогостоящей системы. Результатом явились задержки и окончательное закрытие программы. Второй пуск оказался последним.

Характеристики РН 11К25 «Энергия» приведены в табл. 4.20.

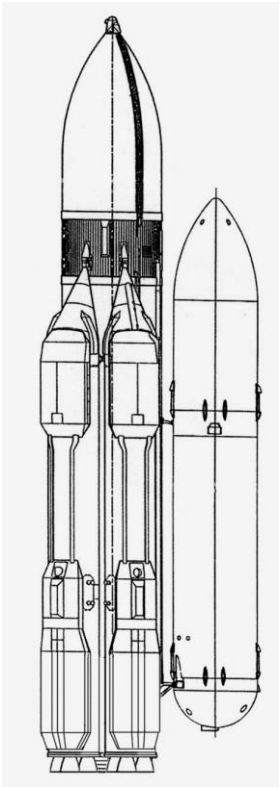


Рис. 4.15. РН 14А10 «Буран-Т»

5.2. 14А10 «Буран-Т»

В связи с тем, что основным грузом для РН 11К25 должен был стать МКК 11Ф35, при плановом развитии событий и корабль, и ракета-носитель должны были бы получить одинаковое название: «Буран». Но когда было принято решение в первом запуске РН 11К25 использовать в качестве целевого груза КА «Скиф-ДМ», ракете-носителю было присвоено имя головной фирмы-разработчика – «Энергия». Тем не менее, в проекте остался грузовой вариант использования РН 11К25, когда вместо МКК 11Ф35 устанавливается специальный транспортировочный контейнер диаметром 6,7 м. Такой вариант РН получил наименование 14А10 «Буран-Т» (транспортный). РН «Буран-Т» должна была выводить на низкую орбиту ИСЗ грузы до 105 т.

РН «Буран-Т» планировалось использовать при создании ОКС «Мир-2» для доставки крупногабаритных тяжелых конструкций и отдельных модулей ОКС.

В связи с закрытием программы «Энергия-Буран» ракета-носитель 14А10 «Буран-Т» не создавалась.

5.3. РН «Вулкан»

В конце 1970-х годов в НПО «Энергия» разрабатывался проект сверхтяжелой ракеты-носителя «Вулкан». РН «Вулкан» проектировалась по пакетной схеме, аналогично РН «Энергия». Основным отличием было наличие восьми одноразовых блоков А увеличенной длины вместо четырех, соединенных попарно в параблоки. На блок Ц сверху устанавливался блок В, который мог использоваться как для довыведения полезного груза на низкую орбиту ИСЗ, так и для последующего разгона КА на межпланетную траекторию.

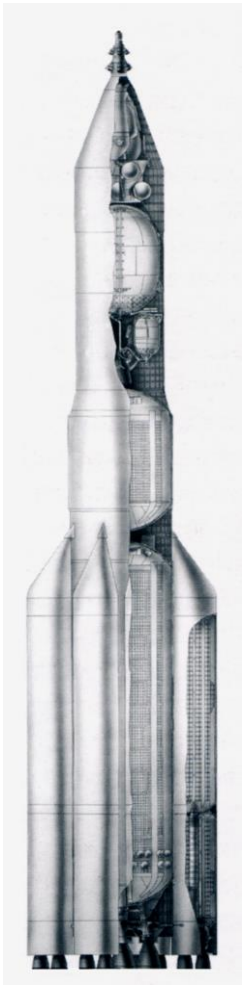


Рис. 4.16. РН «Вулкан»

5.4. РН «Энергия-2»

В конце 1980-х годов проводились проектные работы по созданию полностью многоразовой РН «Энергия-2» ГК-175 на базе РН «Энергия». Основное отличие РН «Энергия-2» заключается в применении многоразового блока Ц.

Блок Ц РН «Энергия-2» снабжен треугольным крылом и вертикальным стабилизатором, а также посадочным колесным шасси. Полезный груз устанавливается в верхней части блока Ц под обтекателем. После отделения блоков А центральный блок выходит на эллиптическую орбиту 110х200 км. Через 40 минут пассивного полета ДУ блока Ц включается повторно и переводит блок на круговую орбиту. Затем носовая часть обтекателя открывается, а сам обтекатель сдвигается назад, на верхнюю часть бака окислителя, в результате чего длина блока уменьшается с 60 м до 44 м, что обеспечивает получение необходимых аэродинамических характеристик. После отделения полезного груза носовая часть обтекателя закрывается. Для схода блока Ц с орбиты используется вспомогательная тормозная ДУ. Блок Ц входит в атмосферу и выполняет планирующий полет к месту посадки.

Рис. 4.17. РН «Энергия-2»
Рис.с сайта www.buran.ru

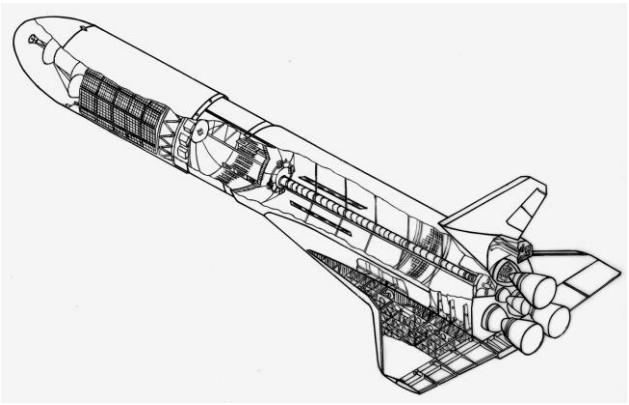


Рис. 4.18. Возвращаемый блок Ц РН «Энергия-2»

Рис. 4.19. РН «Ураган»
Рис.с сайта www.buran.ru

5.5. РН «Ураган»

Заложенная в проект РН «Энергия» схема спасения боковых блоков – спуск на парашютах и посадка на шасси с использованием тормозных РДТТ, – не давала требуемой уверенности в целостности возвращенных блоков. Кроме того, эвакуация совершивших посадку блоков к месту технического обслуживания также представляет собой существенную проблему. Поэтому дальнейшим шагом по модернизации РН «Энергия» стала разработка крылатых блоков А. По проекту блок А должен был получить складное крыло, двойной раскрывающийся киль и колесное шасси.

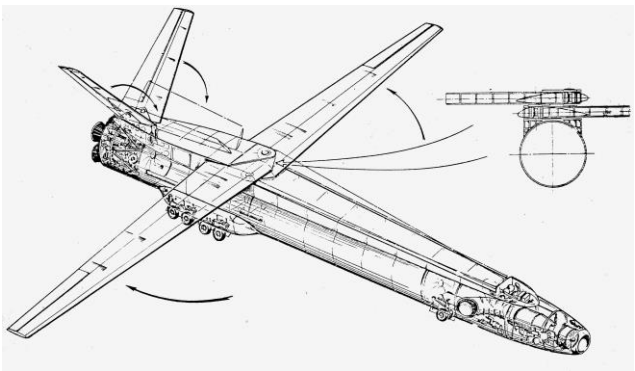


Рис. 4.20. Возвращаемый блок А РН «Ураган»

Ракета-носитель, состоящая из крылатого блока Ц и четырех блоков А с раскрывающимися крыльями, получила условное наименование «Ураган».

После закрытия программы «Энергия-Буран» все работы по модернизации РН «Энергия» также были прекращены.

5.6. РН «Энергия-М»

5.6.1. РН «Гроза» (РЛА-125)

Одновременно с разработкой РН 11К25 в НПО «Энергия» прорабатывалось техническое предложение по созданию на той же конструктивно-технологической базе ракеты-носителя «Гроза» (РЛА-125) грузоподъемностью 63 т. РН должна была состоять из центрального блока РН 11К25 (блок Ц) и двух блоков А. Стартовая масса РН – 1 600 т, масса груза, доставляемого в боковом контейнере на низкую орбиту ИСЗ – 56-62 т.

К этому предложению вновь вернулись в 1985 году, когда был выпущен эскизный проект РН, получившей название «Гроза». В 1988 году Научно-технический совет Министерства общего машиностроения поручил НПО «Энергия» уточнить проект РН «Гроза» для возможности выведения на орбиту ИСЗ грузов от 25 до 40 т. В процессе работ рассматривались варианты с уменьшением на блоке Ц количества ЖРД РД-0120 с четырех до двух с одновременным уменьшением размеров блока, а также варианты крылатых блоков А, которые после отделения должны были бы планировать в атмосфере и выполнять посадку на аэродром на колесное шасси.

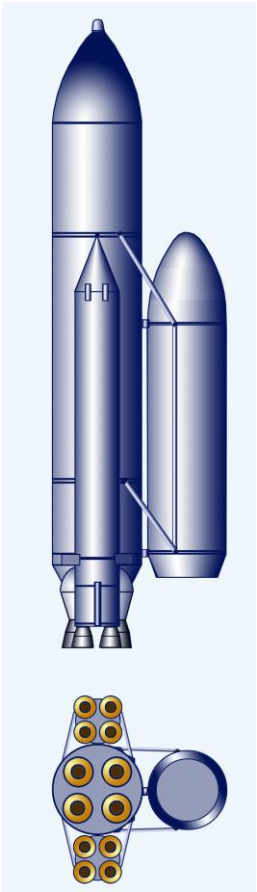


Рис. 4.21. РН РЛА-125 «Гроза»

Результатом проработки явился проект РН «Энергия-М».

5.6.2. РН «Энергия-М»

В 1989 году был выпущен эскизный проект РН «Энергия-М» (рабочее название «Нейтрон», 217ГК). РН «Энергия-М» является уменьшенным вариантом РН «Энергия». Первую ступень образуют два блока А, симметрично расположенных по бокам центрального блока – второй ступени. Центральный блок представляет собой уменьшенный вариант блока Ц РН 11К25 «Энергия». Блок второй ступени РН «Энергия-М» укорочен по сравнению с блоком Ц РН «Энергия» и вместо четырех ЖРД РД-0120 на нем установлен один такой двигатель. Сверху на вторую ступень монтируется грузовой отсек, в котором может устанавливаться полезный груз (в двухступенчатом варианте РН) либо полезный груз вместе с разгонным блоком, который в таком случае будет являться третьей ступенью РН.

В связи с отсутствием финансирования работы по РН «Энергия-М» в 1995 году были прекращены.

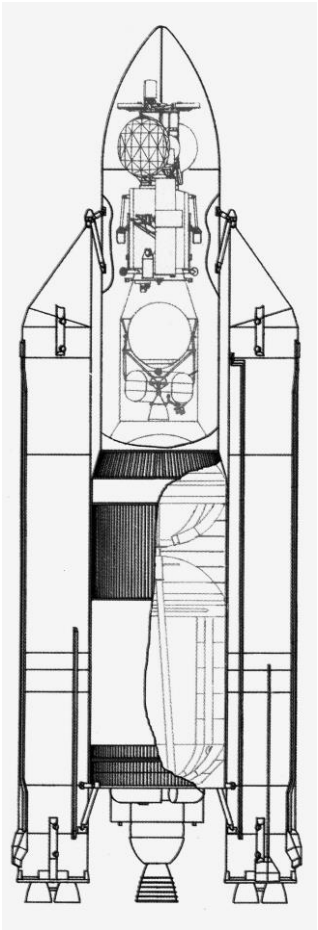


Рис. 4.22. РН «Энергия-М»

Табл. 4.20. Супер-ракеты-носители второго поколения

Название	11К25 Энергия	14А10 Буран-Т	РЛА-132 (133ГК) Вулкан *(начальный проект)*	 Вулкан *(конечный вариант)*	Виктория-К
Масса на старте, т	2 400	2 400	3 810	4 750	3 000
Масса полезного груза, т	30 (в грузовом отсеке МКК «Буран»	105	170…230	200	на 200 км: 110 к Луне: 36-40 на ГСО: 19-21
Номинальная тяга на старте, тс	3 550	3 550	6 510	7 580	3 885
Высота, м	58,765	58,765	88,0		~70,0
Макс. поперечный размер, м	17,65	17,65	17,65		12,7
Количество ступеней	2	2	3	3	3
1-я ступень:	**Блок А**	**Блок А**	**Блок А**	**Блок А**	**Блок А**
Количество блоков	4	4	8	8	4
Масса в заправленном состоянии, т	372,5	372,5		449	
Сухая масса, т	65,6	65,6			
Длина, м	39,46	39,46		46,5	
Максимальный диаметр, м	3,92	3,92	3,92	3,92	
Количество двигателей	1	1	1	1	4
Тип двигателей	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-179 (14Д20)	РД-170 (11Д521)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	740/806,4	740/806,4	740/806,4	860/937	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	308/336	308/336	309/336	309/336	
Время работы, с	140	140			
2-я ступень:	**Блок Ц**	**Блок Ц**	**Блок Ц**	**Блок Ц**	**2 блока Б**
Масса в заправленном состоянии, т	776,2	776,2	776,2	934	
Сухая масса, т	72,6	72,6	72,6	89,7	
Длина, м	58,765	58,765	58,765	64	
Максимальный диаметр, м	7,75	7,75	7,75	7,75	
Количество двигателей	4	4	4	4	2
Тип двигателей	РД-0120 (11Д122)	РД-0120 (11Д122)	РД-0120 (11Д122)	РД-0120[1] (11Д122)	РД-180
Компоненты топлива	O_2 + H_2	O_2 + H_2	O_2 + H_2	O_2 + H_2	O_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	147,6/190	147,6/190	147,6/190	175/200	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	353/455	353/455	351/452	396/455	
Время работы, с	480	480			
3-я ступень:	-	-	**Блок «Везувий»**		**Блок В**
Масса в заправленном состоянии, т			142,0		
Сухая масса, т			15,0		
Длина, м			16,5		
Максимальный диаметр, м			6,7		
Количество двигателей			1		1
Тип двигателей			РД-57М (11Д57М)		РД-191
Компоненты топлива			O_2 + H_2		O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс			42		
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с			460		
Время работы, с			1 370		

[1] Форсированный вариант.

Табл. 4.21. Суперракеты-носители второго поколения (продолжение)

Название	ГК-175 Энергия-2	РЛА-125 Гроза	217ГК Энергия-М
Масса на старте, т	2 300	1 650	1 025
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 51° на ГСО	37	63	34
Номинальная тяга на старте, тс		2 070	1 630
Высота, м		58,765	50,8
Макс. поперечный размер, м		17,65	17,65
Количество ступеней		2	2
1-я ступень:	**Блок А**	**Блок А**	**Блок А**
Количество блоков		2	2
Масса в заправленном состоянии, т		372,5	372,5
Масса топлива, т			
Сухая масса, т		65,6	32,8
Длина, м		39,46	39,46
Максимальный диаметр, м		3,92	3,92
Количество двигателей		1	1
Тип двигателей	РД-170	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	/850	740/806,4	740/806,4
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с		308/336	308/336
Время работы, с		140	140
2-я ступень:	**Блок Ц**	**Блок Ц**	**Блок Ц**
Масса в заправленном состоянии, т		776,2	272,0
Масса топлива, т		72,6	
Сухая масса, т		58,765	28,0
Длина, м		7,75	20,0
Максимальный диаметр, м		4	7,75
Количество двигателей		1	1
Тип двигателей	14Д12	РД-0120 (11Д122)	РД-0120М
Компоненты топлива	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/230	147,6/190	147,6/190
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с		353 /455	353 /455
Время работы, с		480	550

5.7. Проект РН 11К37

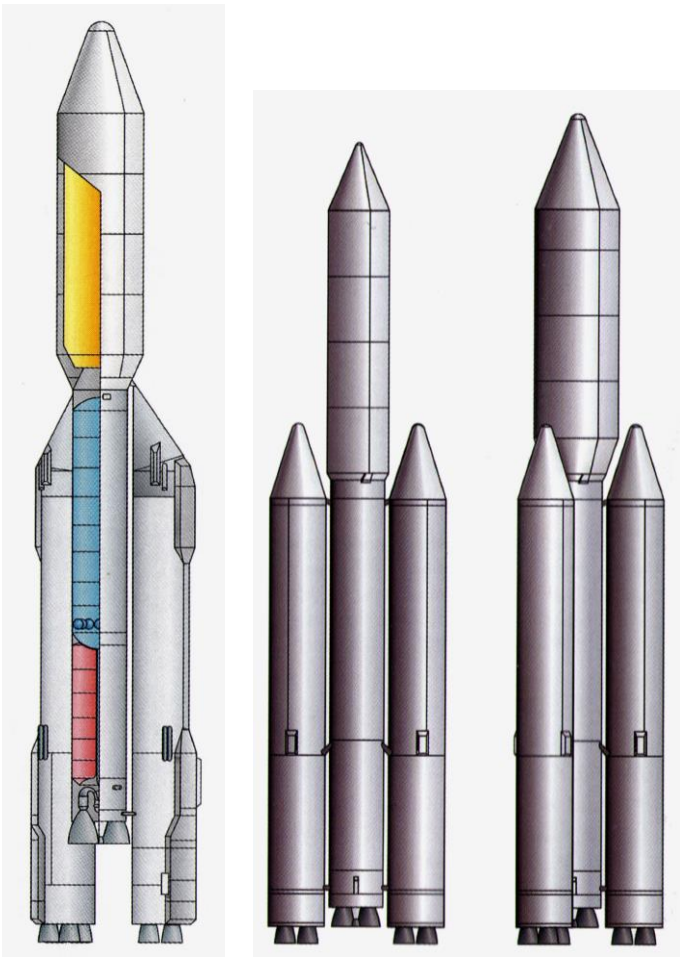
Проект РН тяжелого класса 11К37 был выдвинут днепропетровским КБ «Южное» как альтернатива РН «Гроза».

Эскизный проект РН 11К37 был подготовлен в 1988 году.

Носитель проектировался по пакетной схеме с возможностью изменения количества блоков первой ступени от двух до четырех. Боковые блоки были унифицированы с первой ступенью РН 11К77 «Зенит» и блоками А РН 11К25 «Энергия», при этом на них предлагалось сохранить разработанные для «Энергии» средства спасения и мягкой посадки. Двигательные установки блоков первой ступени использовались такие же, как на боковых блоках «Энергии» – РД-170 (11Д521).

Вторая ступень (центральный блок) устанавливалась необычно высоко: срез сопел ДУ второй ступени находился почти посредине боковых блоков. ДУ второй ступени должна была состоять из трех неподвижных модифицированных РД-120 и трехкамерного рулевого ЖРД, разработанного на базе рулевого двигателя второй ступени РН «Зенит» РД-8 (11Д513)

Масса полезного груза, выводимого на круговую орбиту 200 км при наклонении 51 град., в зависимости от количества боковых блоков составляла от 25 до 54 т. На геостационарную орбиту РН 11К37 могла бы вывести от 4,5 до 11 т.



a) b) c)

a - трехблочный вариант с многоразовыми блоками, 1988 г.
b - двухблочный вариант, 1989 г.
c - трехблочный вариант, 1989 г.

Рис. 4.23. РН 11К37

На вторую ступень сверху устанавливался обтекатель головной части, который имел диаметр 6,7 м для трех- и четырехблочного варианта РН и 4,7 м – для двухблочного. Под обтекателем размещались разгонный блок и полезный груз.

В 1989 году в проект были внесены следующие изменения:

- отменен вариант с четырьмя блоками в связи с отсутствием полезных грузов такой массы;
- решено отказаться от средств спасения блоков, т.к. окупаемость затрат на многоразовость достигалась только после 25 лет эксплуатации РН с темпами запусков 2,5 раза в год;
- изменена конструктивная схема соединения боковых блоков – вместо двух поясов крепления сделано три пояса;
- центральный блок опущен по сравнению с исходным вариантом на 6,5 м.

На состоявшемся летом 1990 года заседании научно-технического совета Минобщемаша были рассмотрены три проекта тяжелых ракет:

1. Модифицированная РН «Протон» – от КБ «Салют»;
2. РН «Энергия-М» – от НПО «Энергия»;
3. РН 11К37 – от НПО «Южное».

Было принято решение о выборе проекта РН «Энергия-М». Работы по проекту РН 11К37 были прекращены.

Табл. 4.22. РН 11К37

Название	11К37 (1988 г.)				11К37 (1989 г.)	
	2-х бл. вариант	3-х бл. вариант	3-х бл. вариант[1]	4-х бл. вариант	2-х бл. вариант	3-х бл. вариант
Масса на старте, т	1 069	1 370	1 490	1 820	1 065	1 370
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 51° на ГСО	 25 4,5	 37 7,35	 30 5,65	 54 11,0	 25 4,5	 38,6 8,0
Номинальная тяга на старте, тс						
Высота, м	63,9	65,0	65,0	65,0	56,9	58,9
Макс. поперечный размер, м						
Количество ступеней					2	2
1-я ступень (блок А):						
Количество блоков	2	3	3	4	2	3
Масса в заправленном состоянии, т	372,5	372,5	372,5	372,5	353,3	359,3
Масса топлива, т	316	316	316	316	315	321
Сухая масса, т	36,6	36,6	54,8	36,6	32,0	32,0
Длина, м						
Максимальный диаметр, м	3,92	3,92	3,92	3,92	3,92	3,92
Количество двигателей	1	1	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)	РД-170 (11Д521)
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	740/806	740/806	740/806	740/806	740/806	740/806
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	308/336	308/336	308/336	308/336	308/336	308/336
Время работы, с						
2-я ступень:						
Масса в заправленном состоянии, т	295	295	295	295	321,1	295
Сухая масса, т	20,0	20,2	20,2	20,5	21,0	21,3
Длина, м						
Максимальный диаметр, м						
Количество двигателей	2	2	2	2	2	2
Тип двигателей	РД-120 (11Д123)	РД-120 (11Д123)	РД-120 (11Д123)	РД-120 (11Д123)	РД-120 (11Д123)	РД-120 (11Д123)
Компоненты топлива	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$
Тяга на Земле/в пустоте, тс	-/142,5	-/142,5	-/142,5	-/142,5	-/142,5	-/142,5
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с						
Время работы, с						

[1] Вариант с многоразовыми боковыми блоками

5.8. Проект РН «Виктория-К»

В 2006 году ГРЦ «КБ им. В.П. Макеева» (г.Миасс) представил проект сверхтяжелой РН «Виктория-К», которая может производиться, отрабатываться и эксплуатироваться в имеющейся инфраструктуре. Предлагалось использовать только серийно изготавливаемые российские ЖРД, работающие на жидком кислороде и керосине: РД-170, РД-180 и РД-191.

Конструкция РН рассчитана на возможность транспортировки всех блоков имеющимся транспортом, как авиационным (в грузовом отсеке самолета Ан-124 «Руслан»), так и по железной дороге.

РН выполнена по пакетной схеме. Первую ступень образуют четыре из шести боковых блоков, на которых установлены четырехкамерные ЖРД РД-170. Вторая ступень состоит из двух боковых блоков с двухкамерными ЖРД РД-180. Третьей ступенью является центральный блок с однокамерным ЖРД РД-191. При необходимости РН комплектуется восьмым блоком, устанавливаемым тандемно на центральный блок.

На старте ДУ всех блоков запускаются одновременно. В связи с неодинаковым расходом топлива из-за разного количества камер сгорания, выработка топлива в блоках ступеней происходит последовательно: блоки 1-й ступени прекращают работу и отделяются после 155-165 секунд полета, блоки второй ступени – после 310-320 секунд после старта. Однокамерный ЖРД третьей ступени (центрального блока) прекращает работу после 670-750 секунд работы.

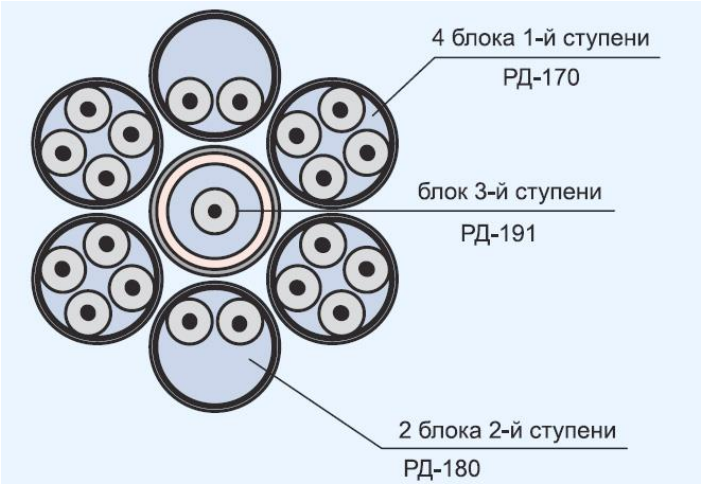


Рис. 4.24. Схема компоновки блоков РН «Виктория-К»

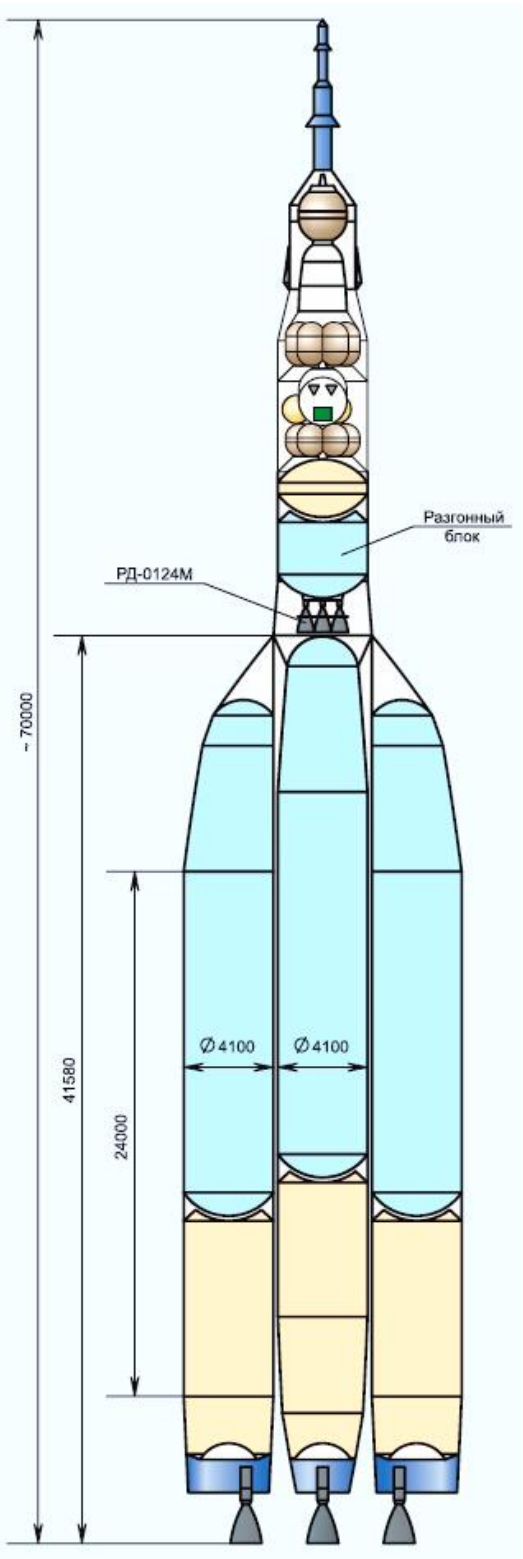


Рис. 4.25. РН «Виктория-К»

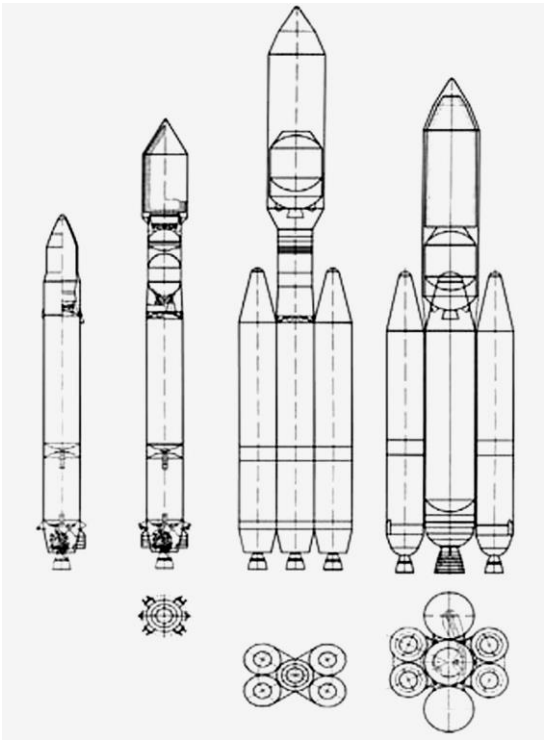
ГЛАВА 6. СЕМЕЙСТВО РН «АНГАРА»

6.1. Начальный проект

Проект РН «Ангара» появился в 1993-1994 годах в рамках участия ГКНПЦ им. М.В.Хруничева в конкурсе на новый тяжелый носитель, объявленный совместно Министерством обороны и Российским космическим Агентством. ГКНПЦ представил на конкурс проект РН «Ангара», который был признан наиболее удачным (в конкурсе участвовали также РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. В.П. Макеева»).

Предполагалось создать семейство РН «Ангара», от легкой до тяжелой. Легкие варианты РН должны были иметь продольную схему. Тяжелые варианты РН «Ангара» планировалось компоновать по схеме пакетного расположения топливных баков первой и второй ступеней. На первой ступени предполагалось использовать кислород-керосиновые ЖРД РД-174 тягой 740 тс, применявшиеся на первых ступенях РН «Зенит» и «Энергия». На второй ступени планировалось устанавливать ЖРД РД-0120, работающий на жидких кислороде и водороде, который также уже использовался на центральном блоке РН «Энергия». В качестве третьей ступени могли использоваться разгонные блоки КВРБ либо «Бриз-М».

РН «Ангара» в тяжелом варианте должна была выводить на орбиту высотой 200 км и наклонением 63° (широта космодрома Плесецк) ПН массой до 27 т, а на геостационарную орбиту при использовании разгонного блока КВРБ – до 4,5 т. При запусках с космодрома Свободный (широта и наклонение орбиты 51°) – до 29 т и 5 т, соответственно.



a) b) c) d)

a – легкая РН (137 т)
b – легкая РН (158 т)
c – средняя РН
d – тяжелая РН (645 т)

Рис. 4.26. Семейство РН «Ангара» (проект 1994 г.)

Наряду с КВРБ предусматривалось также использование разгонного блока «Бриз М».

Предусматривалась модификация РН с целью обеспечения многократного использования первой ступени, для чего она должна была оснащаться устройствами, позволяющими выполнить возврат ступени в район старта и безопасную посадку.

6.2. Модульный вариант

В 1996-1997 годах концепция РН «Ангара» была существенно переработана. Была предложена стратегия поэтапного создания РН тяжелого класса на основе универсальных ракетных модулей (УРМ).

Два легких варианта РН «Ангара», условно названных «Ангара-1.1» и «Ангара-1.2», представляют собой УРМ с блоком «Бриз-М» или модифицированным блоком И от РН «Союз-2», соответственно, в качестве второй ступени.

Средняя РН «Ангара-А5И» должна была представлять собой РН «Ангара-1.2» с добавленными четырьмя УРМ в качестве первой ступени. Четыре УРМ должны были устанавливаться по пакетной схеме вокруг центрального УРМ, являющегося в таком варианте второй ступенью. При старте все пять УРМ включаются одновременно, но вторая ступень (центральный УРМ) работает дольше, т.к. имеет несколько большую заправку. Блок «И» в этом случае являлся третьей ступенью РН. В качестве четвертой ступени планировалось разработать малоразмерный РБ, предназначенный для

формирования рабочей орбиты. Блок «И» имеет ДУ одноразового включения, поэтому он непригоден для корректировки орбиты.

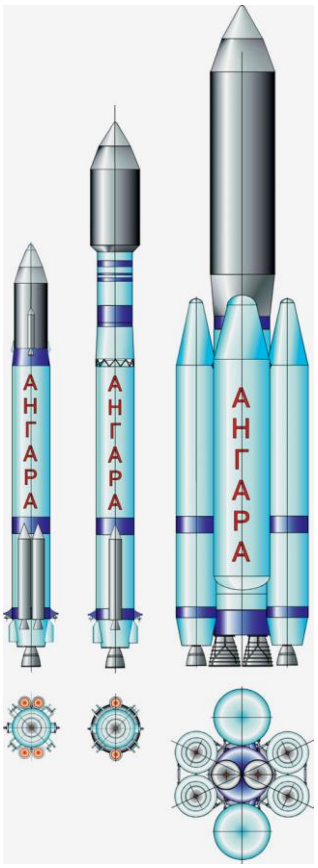
Тяжелая РН «Ангара-А4Э» должна была отличаться от «Ангары-А5И» использованием в качестве центрального блока кислород-водородной ступени либо же трехбаковой ступени с трехкомпонентным двигателем, работающем сначала на топливе водород + керосин + кислород, а затем на водороде и кислороде.

На средней и тяжелой РН «Ангара» предусматривалось использование в качестве верхних ступеней разгонных блоков типа «Бриз», «Бриз-М» и КВРБ.

В табл. 4.23 приведены основные проектные характеристики этих вариантов РН.

По состоянию на начало 1998 года планировалось, что первый старт РН «Ангара 1.1» может состояться в 2000 году, РН «Ангара-А5И» – в 2003 году, тяжелой РН «Ангара-А4Э» – в 2005 году.

Основное место запуска всех РН серии «Ангара» – космодром Плесецк. Оговаривалось, что в будущем возможны старты этих РН и с космодрома Свободный.



a) b) c)

a – «Ангара-1.1»
b – «Ангара-1.2»
c – средняя РН «Ангара»

Рис. 4.27. Семейство РН «Ангара» (проект 1997 г.):

6.3. Планов громадьё

В течение 1998 года финансирование разработки РН «Ангара» оставалось на недостаточном уровне, в связи с чем реальное осуществление проекта отодвигалось на более поздние сроки, а ГКНПЦ использовал время простоя для рассмотрения все новых и новых вариантов РН.

Так, на начало 1999 года на бумаге существовали следующие ракеты-носители «Ангара»:

- - легкие РН «Ангара-1.1» и «Ангара-1.2»;
- - средняя РН «Ангара-3И»;
- - тяжелые РН «Ангара-4И», «Ангара-5И», «Ангара-4В» и «Ангара-4Э»;
- - всеазимутальная РН «Ангара-1ВА»;
- - перспективные РН со второй ступенью на сжиженном природном газе: «Ангара-3СПГ», «Ангара-4СПГ» и «Ангара-5СПГ»;
- - перспективные тяжелые РН «Ангара-5» и «Ангара-7».

Основные проектные характеристики этих РН приведены в табл. 4.24.

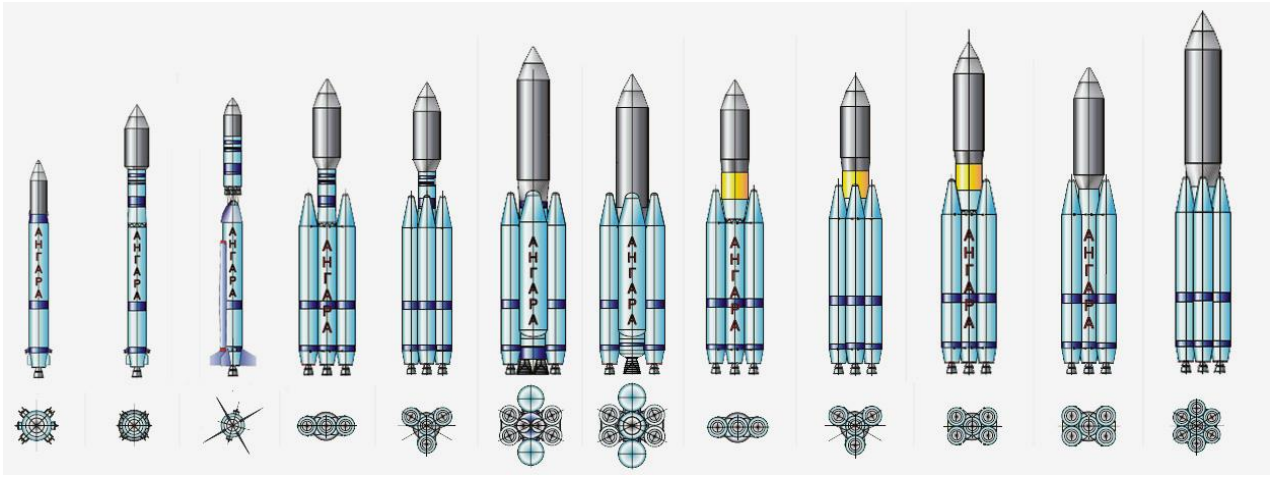
Табл. 4.23. Модульные РН «Ангара» (проект 1997 года)

Название	Ангара-1.1	Ангара-1.2	Ангара-А5И	Ангара-А4Э	Ангара-А5В
Дата первого старта (планир.)	2000 г.	2001 г.	2003 г.		2005 г.
Масса на старте, т	135 (145[1])	158 (170[107])	700	766	
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 90 град. на орбиту 200 км, 63 град. на геостационарную, РБ: КВРБ Бриз-М	 1,7 2,1	 3,4 3,8	 21,0-21,5 3,2 2,4	 30,0-31,0 5,0 3,5	
Количество ступеней	2	2	4	3-4	
1-я ступень:	**УРМ**	**УРМ**	**УРМ х 4**	**УРМ х 4**	**УРМ х 4**
Масса в заправленном состоянии, т	128-135	128-135	128-135	128-135	128-135
Сухая масса, т	8	8	8	8	8
Длина, м	23	23	23	23	23
Максимальный диаметр, м	2,9	2,9	2,9	2,9	2,9
Количество двигателей	1	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-191	РД-191	РД-191	РД-191	РД-191
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	196 / 201,6	196 / 201,6	196 / 201,6	196 / 201,6	196 / 201,6
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5
2-я ступень:	**«Бриз-М»**	**Блок «И»**	**УРМ**	**КВС**	
Масса в заправленном состоянии, т		25,5	128-135		
Сухая масса, т		2,5	8		
Длина, м			23		
Максимальный диаметр, м		2,9	2,9		
Количество двигателей		1	1		2
Тип двигателей		РД-0124 (11Д451)	РД-191	РД-0120	РД-0750
Компоненты топлива		O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + H_2	O_2 и H_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс		/ 30	196 / 201,6		
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с		/ 357	309,5 / 337,5		
3-я ступень:			**Блок «И»**		
Масса в заправленном состоянии, т			25,5		
Сухая масса, т			2,5		
Длина, м					
Максимальный диаметр, м			2,9		
Количество двигателей			1		
Тип двигателей			РД-0124 (11Д451)		
Компоненты топлива			O_2 + керосин		
Тяга в пустоте, тс			30		
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с			/ 357		
4-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т					
Сухая масса, т					
Длина, м					
Максимальный диаметр, м					
Количество двигателей			4		
Тип двигателей			11Д458		
Компоненты топлива			N_2O_4+НДМГ		
Тяга в пустоте, тс			4 х 0,04		
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с			/ 252		

[1] С дополнительными твердотопливными ускорителями.

Основой всех вариантов по-прежнему оставался УРМ. Кроме того, предусматривалось, что легкие РН «Ангара-1.1» и «Ангара-1.2» могут оснащаться дополнительными стартовыми твердотопливными ускорителями, как минимум, в трех вариантах.

В табл. 4.24 и 3.25 приводятся сводки характеристик основных и перспективных РН «Ангара» по состоянию проекта на 1999 год.



a) b) c) d) e) f) g) h) i) j) k) l)

a – «Ангара-1.1»
b – «Ангара-1.2»
c – «Ангара-1ВА»
d – «Ангара-3И»
e – «Ангара-4И»
f – «Ангара-5И»
g – «Ангара-4Э»
h – «Ангара-3СПГ»
i – «Ангара-4СПГ»
j – «Ангара-5СПГ»
k – «Ангара-5»
l – «Ангара-7»

Рис. 4.28. Семейство РН «Ангара» (проект 1999 г.)

Табл. 4.24. Основные варианты РН «Ангара» (проект 1999 года)

Название	Ангара-1.1	Ангара-1.2	Ангара-3И	Ангара-4И	Ангара-5И	Ангара-4Э	Ангара-4В
Масса на старте, т	145	170	431	570	700	766	740
Масса полезного груза, т							
на орбиту 200 км, 63 град.	2,0	3,7	13,5	18,3	21,0	30,0	28
на геостационарную, РБ:							
КВРБ	-	-	-	2,4	3,5	5,2	5,0
Бриз-М			1,1			3,5	
Высота, м	31,6	40,56	45,34	51,5	51,5	40,38	
Макс. поперечный размер, м	2,9	2,9	8,7	7,92	8,7	11,86	
Количество ступеней	2	2	2	3	3	3	3
1-я ступень:	УРМ	УРМ	3 УРМ	4 УРМ	5 УРМ	4 УРМ	4 УРМ
2-я ступень:	Бриз-КМ	Блок И	Блок И	Блок «И»	Блок «И»	КВС	3-комп. блок
3-я ступень:	-	-	-	Бриз-М	КВРБ / Бриз-М	КВРБ / Бриз-М	КВРБ / Бриз-М
Планируемый срок начала летных испытаний	2000 г.	2002 г.	2003 г.	После 2005 г.	2003 г.	2006 г.	

Табл. 4.25. Перспективные варианты РН «Ангара» (проект 1999 года)

Название	Ангара-1ВА	Ангара-3СПГ	Ангара-4СПГ	Ангара-5СПГ	Ангара-5	Ангара-7
Масса на старте, т	158-166					
Масса полезного груза, т						
на орбиту 200 км, 63 град.	2,7	13,5	18,3	23,0	17,0	24,1
на геостационарную, РБ:						
КВРБ	-	1,1	2,4	4,0	3,2	4,3
Бриз-М	-					
на полярную	1,9					
Номинальная тяга на старте, тс						
Высота, м	40,56					
Макс. поперечный размер, м	2,9					
Количество ступеней	2	3	3	3	3	3
1-я ступень:	УРМ-ВА	3 УРМ	4 УРМ	5 УРМ	4 УРМ	6 УРМ
2-я ступень:	Блок «И»	СПГ	СПГ	СПГ	УРМ-М	УРМ
3-я ступень:	-	Бриз-М	КВРБ / Бриз-М	КВРБ / Бриз-М	КВРБ / Бриз-М	КВРБ / Бриз-М
Планировавшийся срок начала летных испытаний	2003 г.	2002 г.	2003 г.	После 2005 г.	2003 г.	2006 г.

6.4. РН «Ангара-7»

В 2008 году были названы некоторые проектные характеристики вариантов тяжелой РН «Ангара-7».

Ангара-7П: стартовая масса 1 125 т.

Ангара-7В: стартовая масса 1 154 т. Масса ПГ на низкой орбите (с РБ КВТК-А7) – 36 т.

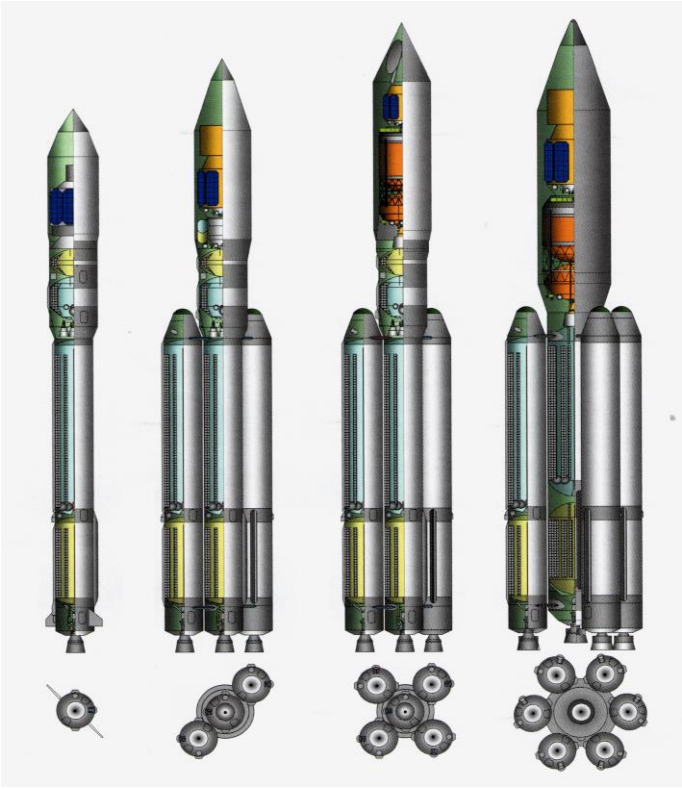
Уточненные данные 2009 г.: стартовая масса 1 133 т, масса ПГ на низкой орбите – 35 т. На первой ступени используются двигатели РД-191 с выдвижными сопловыми насадками.

6.5. Состояние проекта РН «Ангара» на 2009 год

К 2009 году разнообразие вариантов РН «Ангара» значительно уменьшилось. Вместо этого появилась вариантность универсального ракетного модуля, составлявшего основу проекта «Ангара». Кроме модуля УРМ-1 диаметром 2,9 м, Центр им. Хруничева стал вводить в проекты РН модуль УРМ-2, имеющий диаметр 3,6 м.

В вариантах РН с боковыми блоками УРМ эти блоки считаются первой ступенью, а центральный блок – второй ступенью.

Для использования в составе РН «Ангара» разрабатываются также перспективные разгонные блоки, такие, как КВСК, КВТК,



a) b) c) d)

a – Ангара-1.2
b – Ангара-А3 с РБ «Бриз-М»
c – Ангара-А5 с РБ «КВТК»
d – Ангара-А7 с РБ «КВТК-А7»

Рис. 4.29. Варианты РН «Ангара», 2009 г.
Рис. Д.Воронцова

КВТК-А7, а также 12КРБ, уже разработанный для Индии и изготовленный в объеме поставок по договору.

В табл. 4.26 указаны основные характеристики РН «Ангара» с различными разгонными блоками.

Табл. 4.26. РН «Ангара» (2009 год)

Название	Ангара-1.2	Ангара-А3	Ангара-А5 14А127		Ангара-А5.2 (Ангара-5П, Амур)	Ангара-А7
Масса на старте, т	171	481	773			1133
Тяга на старте, тс	196	588	980			1372
Длина, м	41,5	43,6	48,6 (с «Бриз-М»), 52,0 (с КВТК)			52,0
Макс. поперечный размер, м	3,6	8,7	8,7		8,7	10,2
Количество ступеней	2	3	3		2	2
1-я ступень						
Количество двигателей	1	2	4		4	6
Тип двигателей	РД-191	РД-191	РД-191		РД-191	РД-191
Тяга на Земле/в вакууме, тс	196/213	2x196/213	4x196/213		4x196/213	6x196/216
2-я ступень						
Количество двигателей	1	1	1		1	1
Тип двигателей	РД-0124А	РД-191	РД-191		РД-191	РД-191
Тяга на Земле/в вакууме, тс	-/30	196/213	196/213		196/213	196/216
3-я ступень	-				-	-
Количество двигателей		1	1			
Тип двигателей		РД-0124А	РД-0124А			
Тяга в вакууме, тс		30	30			
Космодром	**Плесецк**	**Плесецк**	**Плесецк**	**Байконур**	**Байконур**	**Плесецк**
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 63 град.	3,8	14,6	24,5	25,6	14,0-20,0	35,0
на геопереходную, РБ:						
Бриз-М		2,4	5,4	6,8		
КВСК		3,6				
КВТК			7,5	8,2		
КВТК-А7						12,5
на геостационарную, РБ:						
Бриз-М		1,0	3,0	3,7		
КВСК		2,0				
КВТК			4,6	5,0		
КВТК-А7						7,6

6.6. 2014 год: первые старты

Первый старт ракеты-носителя семейства «Ангара» - экспериментального образца РН «Ангара-1.2ПП», - состоялся 09.07.14 г. Запуск с космодрома Плесецк выполнен по суборбитальной траектории, макет полезного груза был успешно доставлен в район полигона «Кура» на Камчатке.

Первый пуск РН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М» был произведен 23.12.14 г. Массово-габаритный макет был выведен на околостационарную орбиту, а затем, двумя включениями РБ был переведен на орбиту захоронения высотой 36 155 х 39 090 км и наклонением 0,29º.

На космодроме Восточный ведется строительство стартового сооружения для РН «Ангара».

По состоянию на конец 2016 года в семействе ракет-носителей «Ангара» рассматривались следующие варианты РН:

- легкая РН «Ангара 1.2»;
- тяжелая РН «Ангара-А5» («Ангара-А5.1»);

– РН «Ангара-А5П» («Ангара-А5.2») для пилотируемых КК;
– РН «Ангара-А5В» с кислородно-водородной третьей ступенью.

Табл. 4.27. РН «Ангара»

Название	Ангара-1.2	Ангара-А5.1	Ангара-А5.2	Ангара-А5В
Дата первого старта (планируемая)	09.07.14	23.12.14		
Масса на старте, т	158 (170[1])	763		
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 90 град. на орбиту 200 км, 63 град. на геостационарную, РБ: КВРБ Бриз-М	 3,4 3,8	 21,0-21,5 3,2 2,4		38,0
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м	63,9	48,0		65,0
Макс. поперечный размер, м				
Количество ступеней	2	4	3	
1-я ступень:	**УРМ-1**	**УРМ-1 х 4**	**УРМ-1 х 4**	**УРМ-1 х 4**
Масса в заправленном состоянии, т	128-135	128-135	128-135	128-135
Сухая масса, т	8	8	8	8
Длина, м	23	23	23	23
Максимальный диаметр, м	2,9	2,9	2,9	2,9
Количество двигателей	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-191	РД-191	РД-191	РД-191
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	196 / 212,6	196 / 212,6	196 / 212,6	196 / 201,6
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	309,5 / 337,5
2-я ступень:	**УРМ-2**	**УРМ-1**	**УРМ-1**	
Масса в заправленном состоянии, т	25,5	128-135	128-135	
Сухая масса, т	2,5	8	8	
Длина, м		23	23	
Максимальный диаметр, м	2,9	2,9	2,9	
Количество двигателей	1	1	1	2
Тип двигателей	РД-0124А	РД-191	РД-191	РД-0750
Компоненты топлива	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 и H_2 + керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	30	196 / 212,6	196 / 212,6	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с		309,5 / 337,5	309,5 / 337,5	
3-я ступень:		**УРМ-2**	**УРМ-2**	
Масса в заправленном состоянии, т		25,5	25,5	
Сухая масса, т		2,5	2,5	
Длина, м				
Максимальный диаметр, м		2,9	2,9	
Количество двигателей		1	1	2
Тип двигателей		РД-0124А	РД-0124А	РД-0750
Компоненты топлива		O_2 + керосин	O_2 + керосин	O_2 и H_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс		30	30	
Уд. импульс в пустоте, с				
4-я ступень:		**«Бриз-М»**		
Масса в заправленном состоянии, т		25,5		
Сухая масса, т		2,5		
Длина, м				
Максимальный диаметр, м		2,9		
Количество двигателей		1		
Тип двигателей		РД-0124 (11Д451)		
Компоненты топлива		O_2 + керосин		O_2 + H_2
Тяга в пустоте, тс		30		
Уд. импульс в пустоте, с		/ 357		

6.7. Ангара-2019

По данным журнала «Русский космос», по программе «Ангара» к концу 2019 года остались в разработке РН «Ангара-1.2» и «Ангара-А5», причем «Ангара-А5» в четырех вариантах:

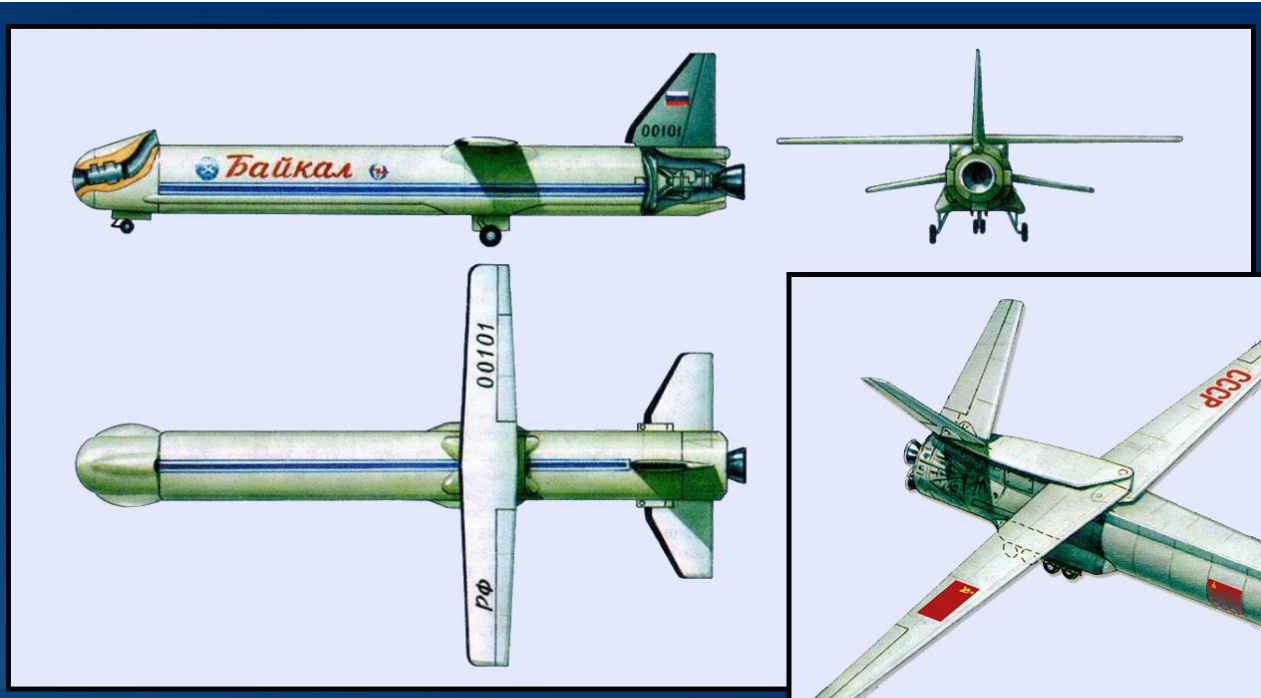
- собственно, Ангара-А5,
- Ангара-А5П,
- Ангара-А5М,
- Ангара-А5В.

«Ангара-А5» – трехступенчатая РН пакетного типа. Первая ступень – это четыре боковых блока типа «УРМ-1», вторая ступень – центральный блок такого же типа. В качестве третьей ступени используется блок «УРМ-2». Масса ПГ, выводимого на низкую околоземную орбиту, составляет 23-24 т.

«Ангара-А5П» – вариант РН «Ангара-А5», сертифицированный для выведения на низкую орбиту пилотируемых КК.

«Ангара-А5М» – трехступенчатая РН, отличающаяся установкой форсированных двигателей РД-191. Грузоподъемность РН на низкую орбиту составит 27 т. РН может быть дополнительно использовать РБ «ДМ-03» или «КВТК».

«Ангара-А5В» – РН, использующая третью ступень с двумя кислородно-водородными двигателями РД-0150. Расчетная грузоподъемность РН на низкую орбиту составляет 38 т. Также может оснащаться разгонным блоком «ДМ-03» или «КВТК». Будет использоваться для запуска КК «Орел» и других объектов к Луне или на межпланетные траектории.



ГЛАВА 7. НА ПУТИ К МНОГОРАЗОВОСТИ

7.1. Всеазимутальная РН «Ангара А1-В»

В июле 1999 года ГКНПЦ им. Хруничева совместно с НПО «Молния» завершили разработку эскизного проекта всеазимутальной РН «Ангара А1-В» (ранее именовавшейся «Ангара-1ВА». Стартовая масса РН – 166 т, предполагалось, что «Ангара А1-В» сможет выводить на полярную орбиту высотой 200 км полезный груз массой 1,9 т.

РН «Ангара А1-В» должна была иметь многоразовую первую ступень. Спасение ступени обеспечивалось благодаря наличию поворотного крыла хвостового оперения, а также двух турбореактивных двигателей РД-35Р. Это давало бы возможность «самолетного» возвращения первой ступени к точке старта, сняло бы тем самым необходимость выделения специальных зон падения ступеней РН и позволило бы производить запуски КА в любых плоскостях орбит.

Многоразовая первая ступень согласно проекту имела длину 28,6 м, высоту по килю 6,8 м и диаметр корпуса 2,9 м. Крыло имеет размах 18,1 м. Узел крепления крыла, а также механизм поворота, расположены на межбаковом отсеке между баками горючего и окислителя. В хвостовом отсеке ступени установлен ЖРД РД-191М. Для выполнения посадки на аэродром ступень оборудована выпускаемыми самолетными шасси.

В проект было заложено 10-кратное использование 1-й ступени, что ограничивалось ресурсом ЖРД.

По состоянию на 1999 год ожидалось, что первый пуск РН «Ангара А1-В» может состояться в 2003-2004 г.г.

Рис. 4.30. 1-я ступень РН «Ангара А1-В»

7.2. Подхват в воздухе

К 2002 году в планах ГКНПЦ появилась новая стратегия – использование в составе РН «Ангара» спасаемых боковых блоков первой ступени. Новизна идеи заключалась в комплексном применении бортовых и наземных средств спасения отработавших блоков первой ступени для безопасного возвращения их к месту старта и повторного использования.

В состав бортовой части системы спасения входит парашютная система, состоящая из вытяжного и тормозного парашютов и пятикупольной основной системы. После аэродинамического торможения бортовая автоматика выполняет раскрытие сначала вытяжного парашюта, затем тормозного и, наконец, пяти куполов основной системы, площадью по 1 000 м^2 каждый.

Спускающийся на парашютах блок обнаруживается наземным пунктом, после чего координаты блока передаются на один из ожидающих в воздухе вертолетов, который сближается с блоком и осуществляет его подхват.

Рассмотренная схема спасения блоков РН была проработана специалистами ГКНПЦ совместно с МВЗ им. М.Л.Миля и НИИ парашютостроения.

Оценочные характеристики РН семейства «Ангара», рассчитанные как для одноразовых РН, так и в варианте многоразовых спасаемых блоков 1-й ступени, приведены в табл. 4.28.

Табл. 4.28. Характеристики РН «Ангара» (2002 год)

Название	Ангара-1.1	Ангара-1.2	Ангара-А3	Ангара-А5
	Одноразовый вариант			
Масса на старте, т	149	171	480	773
Масса полезного груза, доставляемого на орбиту высотой 200 км, 63 град., т	2,0	3,7	14,0	24,5
	Многоразовый вариант			
Масса на старте, т	-	171	480	773
Масса полезного груза, доставляемого на орбиту высотой 200 км, 63 град., т	-	3,5	13,5	23,75

a) b) c) d) e)

a – УРМ
b – Ангара-1.1
c – Ангара-1.2
d – Ангара-А3
e – Ангара-А5

Рис. 4.31. Варианты РН «Ангара», 2002 г.

7.3. Семейство МРКС-1, или «Байкал» – сын «Ангары»

В начале 2010-х годов ГКНПЦ им. Хруничева был разработан проект семейства многоразовых ракетно-космических систем первого этапа (МРКС-1).

На первом этапе многоразовыми являются только возвращаемые ракетные блоки (ВРБ) первой ступени, получившие наименование «Байкал». ВРБ создаются на основе проекта РН «Ангара А1-В». ВРБ имеют поворотное крыло, развернутое при старте вдоль корпуса блока, воздушно-реактивный двигатель, расположенный в носовой части блока, и колесное шасси. ВРБ оснащаются несколькими ЖРД, работающими на сжиженном природном газе и жидком кислороде. После окончания работы первой ступени ВРБ отделяются, выполняется раскрытие крыла и хвостового оперения, после чего запускается воздушно-реактивный двигатель, и ВРБ выполняет полет и посадку на аэродроме, как обычный самолет.

Возможные геометрические параметры ВРБ приведены в табл. 4.29.

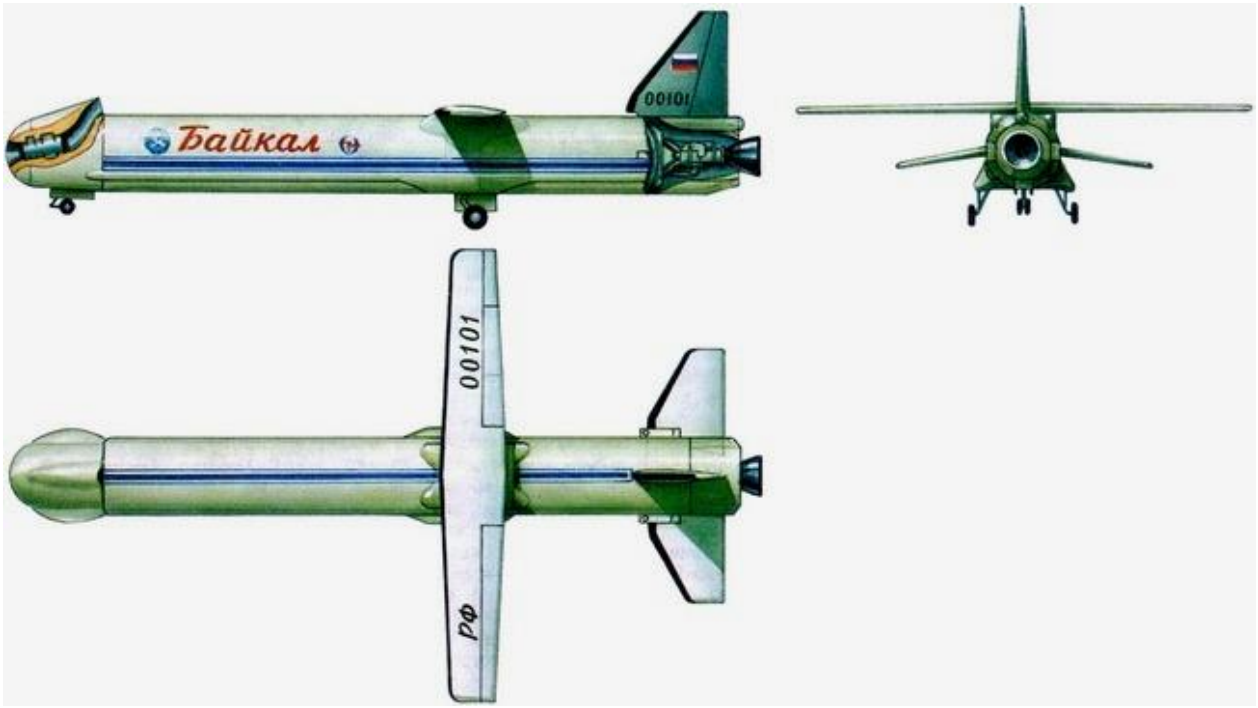


Рис. 4.32. ВРБ «Байкал»

Табл. 4.29. Геометрические параметры ВРБ «Байкал»

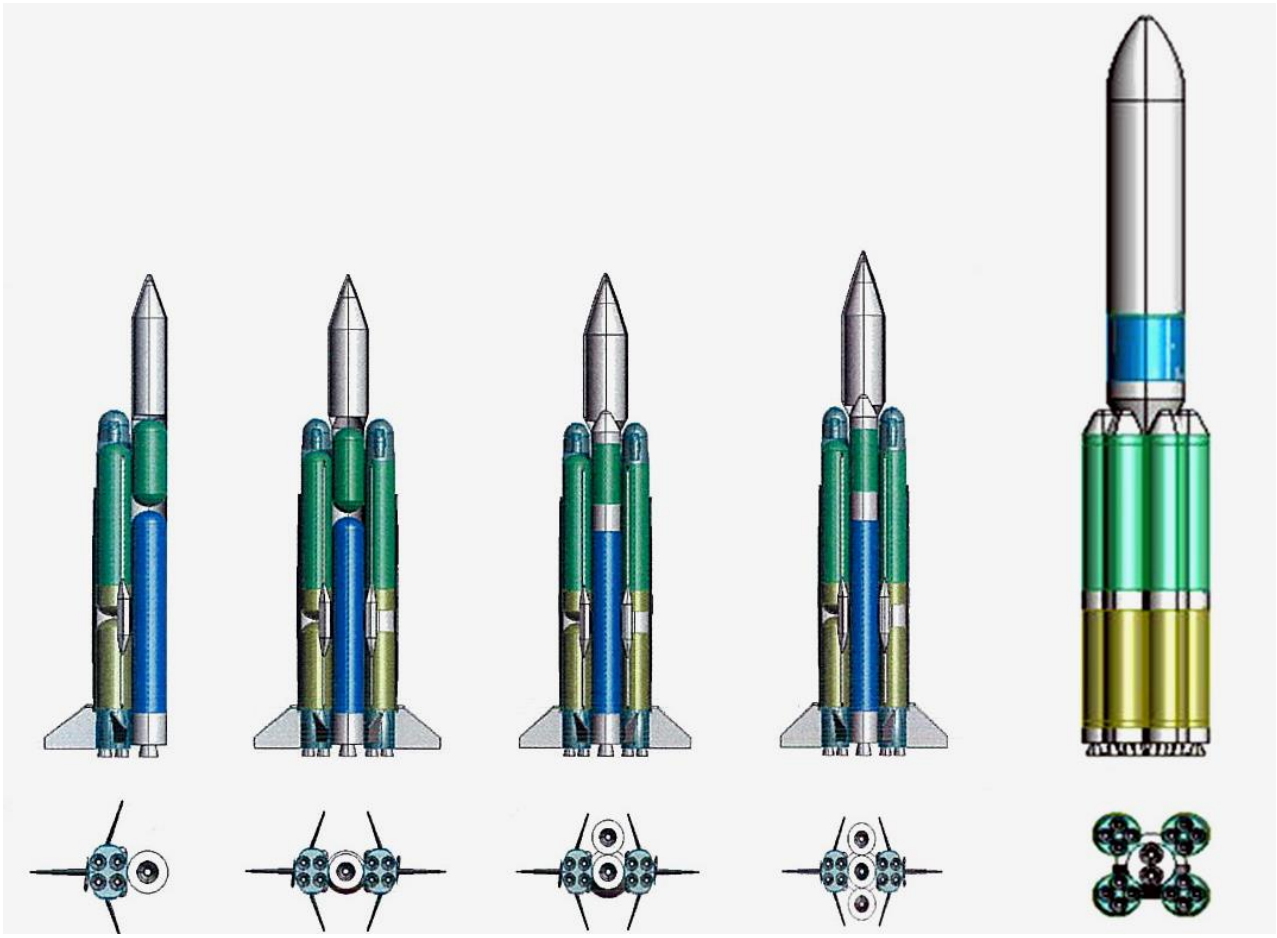
Вариант	1	2	3
Диаметр фюзеляжа, м	4,1	4,1	5,1
Длина фюзеляжа, м	39,3	43,8	48,9
Полная длина ВРБ, м	40,9	45,3	50,5
Размах крыла, м	24,2	26,0	30,1
Размах хвостового оперения, м	13,7	14,6	16,9
Высота по килю, м	9,7	10,4	12,1

Семейство МРКС-1 включает несколько двухступенчатых ракет-носителей грузоподъемностью на низкую околоземную орбиту от 24 до 60 т. РН семейства МРКС-1 комплектуются из двух типов блоков – многоразовых ВРБ «Байкал» и одноразовых блоков выведения (БВ), образующих вторую ступень РН. Типоразмеры блоков могут изменяться в зависимости от конкретного назначения РН.

Основные параметры РН МРКС-1 приведены в табл. 4.30. Названия РН – МРКН-XX, – означают «Многоразовая Ракета Космического Назначения грузоподъемностью XX тонн» и являются условными.

Табл. 4.30. Ракеты-носители семейства МРКС-1

Название	МРКН-24	МРКН-35	МРКН-45	МРКН-60	МРКН-175
Масса на старте, т	665	969	1 330	1 620	
Масса полезного груза, т	24	35	45	60	175
Тяга на старте, тс	950	1 750	1 900	2 050	3 500
Количество ступеней	2	2	2	2	2
1-я ступень	ВРБ	ВРБ	ВРБ	ВРБ	ВРБ
Количество блоков	1	2	2	2	4
Количество ЖРД на блоке	4	4	4	4	4
Компоненты топлива	O_2+СПГ[1]	O_2+СПГ	O_2+СПГ	O_2+СПГ	O_2+СПГ
Тяга одного ЖРД на Земле, тс	200	200	200	200	200
2-я ступень	БВ	БВ	БВ	БВ	
Количество блоков	1	1	2	3	1
Количество ЖРД на блоке	1	1	1	1	2
Компоненты топлива	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$	$O_2 + H_2$
Тяга одного ЖРД на Земле, тс	148	148	148	148	148



МРКН-24 МРКН-35 МРКН-45 МРКН-60 МРКН-175

Рис. 4.33. Ракеты-носители семейства МРКС-1

[1] Сжиженный природный газ.

ГЛАВА 8. КОНВЕРСИОННЫЕ РН

8.1. РН «Космос»

Серия РН «Космос» получена путем доработки боевых баллистических ракет 8К63 (Р-12) и 8К65 (Р-14) для использования их с целью выведения легких КА на низкие орбиты ИСЗ и суборбитальные траектории.

8.1.1. РН «Космос»/ «Космос-2»

Ракета-носитель «Космос» (63С1) была разработана на базе БР 8К63 (Р-12). На штатную РН 8К63 устанавливалась заново сконструированная вторая ступень с двигателем РД-119, работавшем на жидком кислороде и несимметричном диметилгидразине.

Последовательно были разработаны следующие модификации: «Космос-2И» (63С1, первый запуск 27.10.61 г.), «Космос-2М» (63С1М, первый запуск 19.10.65 г.), «Космос» (63СМ). Варианты РН отличались, в основном, стартовым комплексом. Последняя модификация, называемая также «Космос-2», получила обозначение 11К63. Первый пуск РН «Космос» был произведен 24.05.66 г. РН 11К63 «Космос» выводила на низкую орбиту груз массой 0,45 т.

8.1.2. РН «Космос-1»/ «Космос-3»/ «Космос-3М»

В конце 1961 года в ОКБ-586 (Главный конструктор М.К.Янгель) на базе БР Р-14 была начата разработка РН 65С3 для запуска на орбиты ИСЗ космических аппаратов «Метеор», «Стрела», «Пчела». В качестве первой ступени была использована БР 8К65, вторая ступень была разработана специально для этой РН. В 1962 году проект был передан в ОКБ-10 (Главный конструктор М.Ф.Решетнев, г.Красноярск), где и была завершена разработка РН, получившей название «Космос-1». Первый пуск РН был произведен 18.08.64 г.

Ракета-носитель «Космос-3» 11К65, разработанная в ОКБ-10, является модификацией РН 65С3. Первый пуск РН произведен 16.11.66 г. В связи с расширением работ ОКБ-10 по спутникам связи производство РН «Космос-3» после нескольких запусков было передано в ПО «Полет» (г.Омск, Главный конструктор А.С.Клинышков).

Ракета-носитель 11К65М «Космос-3М» является разработанной ПО «Полет» модификацией РН «Космос-3». Отличается наличием системы повторного запуска третьей ступени. РН «Космос-3М» выводит на орбиту ИСЗ груз массой до 1,5 т. Первый пуск РН «Космос-3М» выполнен 15.05.67 г.

Рис. 4.34. Старт РН «Космос-3М»

В начале 1970-х была разработана также модификация 11К65МП для суборбитальных запусков ракетопланов «БОР-4» и «БОР-5».

В последующий период времени ПО «Полет» проводило работы по дальнейшей модернизации РН. Так, был разработан новый вариант РН, получивший название «Взлет» («Космос-3МУ»). РН «Взлет» оснащалась новой системой управления, которая обеспечивала возможность более точного выведения полезной нагрузки на заданную орбиту.

Все варианты РН «Космос-3» используют в качестве топливных компонентов несимметричный диметилгидразин и окислитель АК-27И – 27% раствор тетраоксида азота в азотной кислоте.

8.1.3. РН 11К55

Для замены РН «Космос-3М» в 1980-х годах ОКБ «Южное» (Днепропетровск) и ПО «Полет» (Омск) совместно разработали проект легкой экологически чистой ракеты 11К55 на базе новых технологических решений, отработанных в ходе выполнения программы «Энергия–Буран», но разработка сначала затормозилась, а потом, после распада СССР, и полностью прекратилась.

Табл. 4.31. Конверсионные ракеты-носители «Космос»

Название	11К63	11К65М	«Взлет»
	Космос	Космос-3М	Космос-3МУ
Дата первого старта	24.05.66	15.05.67	
Масса на старте, т	48,1	109	111,5
Масса полезного груза, т - на низкую орбиту ИСЗ 200 км, накл. 63 град. 400 км, накл. 97 град. 1000 км, накл. 83 град. - на геопереходную орбиту	0,45	1,5 0,93	 1,05
Номинальная тяга на старте, тс	64,9	151	
Высота, м	31	32,4	33,1
Макс. поперечный размер, м	1,8	2,4	2,4
Количество ступеней	2	2	2
1-я ступень:			
Масса в заправленном состоянии, т	39,5	87,2	
Сухая масса, т	3,15	5,3	
Длина, м	18	22,4	
Максимальный диаметр, м	1,6	2,4	
Количество двигателей	1	1	
Тип двигателей	РД-214	РД-216 (11Д614)	
Компоненты топлива	Азотная кислота+керосин	АК-27И+НДМГ	
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс	64,9/74,5	151/177	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	230/264	248/292	
Время работы, с	125	130	
2-я ступень:			
Масса в заправленном состоянии, т	8,6	20,1	
Сухая масса, т	0,84	1,44	
Длина, м	7,8	6,0	
Максимальный диаметр, м	1,6	2,4	
Количество двигателей	1	1	
Тип двигателей	РД-119	11Д49	
Компоненты топлива	O_2+ НДМГ	АК-27И+НДМГ	
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/10,7	/159	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	220/352	/303	
Время работы, с	250	375	

8.2. РН «Днепр»

Трехступенчатая ракета-носитель «Днепр», называемая также «Днепр-1», представляет собой МБР Р-36М1 (15А18) с измененными головным обтекателем, программой управления и блоком разведения головных частей (ГЧ), выполняющем в РН роль блока довыведения, или третьей ступени. В свою очередь, МБР Р-36М1 (15А18) является модификацией более раннего варианта МБР – Р-36 (15А14, РС-20), известного также по классификации НАТО как SS-20 «Satan».

Рис. 4.35. Старт РН «Днепр»

Особенностью этой МБР является необычная конструкция блока разведения ГЧ – соплами ДУ вперед, что вызвано необходимостью максимально плотной компоновки для минимизации размеров ракеты. После отделения от второй ступени блок разведения разворачивается на 180º и выполняет необходимые маневры по изменению траектории. Блок довыведения РН «Днепр» сохранил как конструктивную схему своего боевого предшественника, так и способность одним пуском доставлять несколько объектов на разные орбиты, поочередно изменяя свою траекторию для отделения очередного спутника.

РН «Днепр» запускается из шахтного стартового устройства.

Планируется также создание четырехступенчатой РН «Днепр-3» с возможностью выведения КА массой 0,4…0,6 т на переходную геостационарную орбиту.

8.3. РН «Рокот»

Ракета-носитель «Рокот» 14А05 является модификацией МБР РС-18 (15А35), известной по классификации НАТО, как SS-19 mod 2. В состав РН входят две первые ступени МБР без изменений и РБ «Бриз-К» (или, позднее, «Бриз-КМ»).

8.4. РН «Стрела»

Ракета-носитель «Стрела» представляет собой двухступенчатую МБР РС-18 (15А35, SS-19) с разгонным блоком 14С620 (14С425). Старт РН производится из шахтного пускового устройства или из мобильного контейнера.

Рис. 4.36. Старт РН «Стрела»

8.5. РН «Циклон»

В 1965 году в ОКБ-586 были начаты работы по созданию двухступенчатой РН «Циклон» (11К67) на базе МБР Р-16. Позднее было разработано несколько других вариантов РН «Циклон».

РН «Циклон-2» (11К69) является модификацией МБР Р-36, (обозначение НАТО - SS-9 mod 2).

РН «Циклон-3» (11К68) представляет собой «Циклон-2», дооснащенный третьей ступенью С5М.

В 2001-2003 годах НПО «Южмаш» совместно с ГРЦ «КБ им. академика В.П.Макеева» (г. Миасс) разработали вариант РН «Циклон-2» с разгонным блоком АДУ-600 («Циклон-2К»).

В 1995-97 годах проводились проектные работы по модификации РН «Циклон-3» для запуска с французского космодрома Куру. Модифицированная РН «Циклон-3М» должна была отличаться системой управления и головным обтекателем. По ряду причин работы по проекту РН «Циклон-3М» были прекращены и начата разработка РН «Циклон-4».

РН «Циклон-4» разрабатывалась для совместной эксплуатации Украиной и Бразилией с бразильского космодрома Алкантара. Договор между Украиной и Бразилией был подписан 21.10.03 г. РН «Циклон-4» отличается от варианта «Циклон-3» увеличенной третьей ступенью и установленным на ней ЖРД многократного запуска. При старте с космодрома Алкантара РН «Циклон-4» позволяет вывести на орбиту ИСЗ высотой 500 км один или несколько КА общей массой до 5,3 т или на орбиту, переходную к геостационарной, КА массой 1,6 т.

В августе 2015 года Бразилия денонсировала договор с Украиной о совместном использовании РН «Циклон-4».

Рис. 4.37. РН «Циклон-2»

8.6. РН «Старт»

Ракеты-носители «Старт» и «Старт-1» созданы на базе боевых твердотопливных ракет 15Ж45 и 15Ж48, входящих в ракетные комплексы, соответственно, РСД-10 «Пионер» и РС-12М «Тополь» (по классификации НАТО - SS-18 и SS-25).

Табл. 4.32. Конверсионные ракеты-носители «Старт»

Название	15Ж45	15Ж4
	Старт	Старт-1
Дата первого старта	28.03.95	25.03.93
Масса на старте, т	60	47
Количество ступеней	5	4
Масса полезного груза, выводимого на орбиту 350 км, накл. 97 град., т		0,45
Высота, м	28,9	22,7
Макс. поперечный размер, м	1,8	1,8

8.7. РН «Штиль»

Трехступенчатая **РН «Штиль»** - конверсионная разработка ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева», созданная на базе МБР РСМ-54 (Р-29РМ). РН запускается с подводной лодки, пуск производится из подводного положения.

Длина РН – 14,8 м, диаметр – 1,9 м, стартовая масса - 39,3 т.

Полезный груз размещен вместо боеголовки в специальной капсуле, «утопленной» в бак верхней ступени.

РН «Штиль-2» является вторым этапом модернизации МБР РСМ-54. Для размещения полезного груза «Штиль-2» имеет специальный отсек, состоящий из аэродинамического обтекателя, сбрасываемого в полете, и переходника, который обеспечивает размещение груза и стыковку отсека с ракетой.

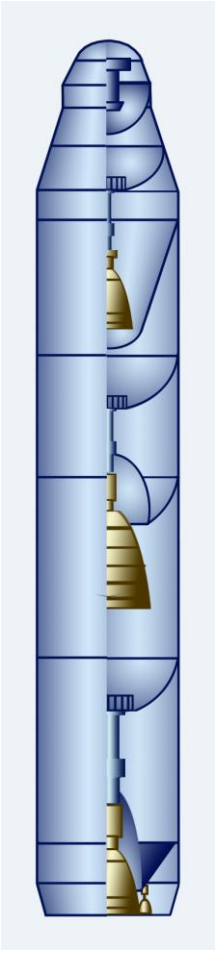
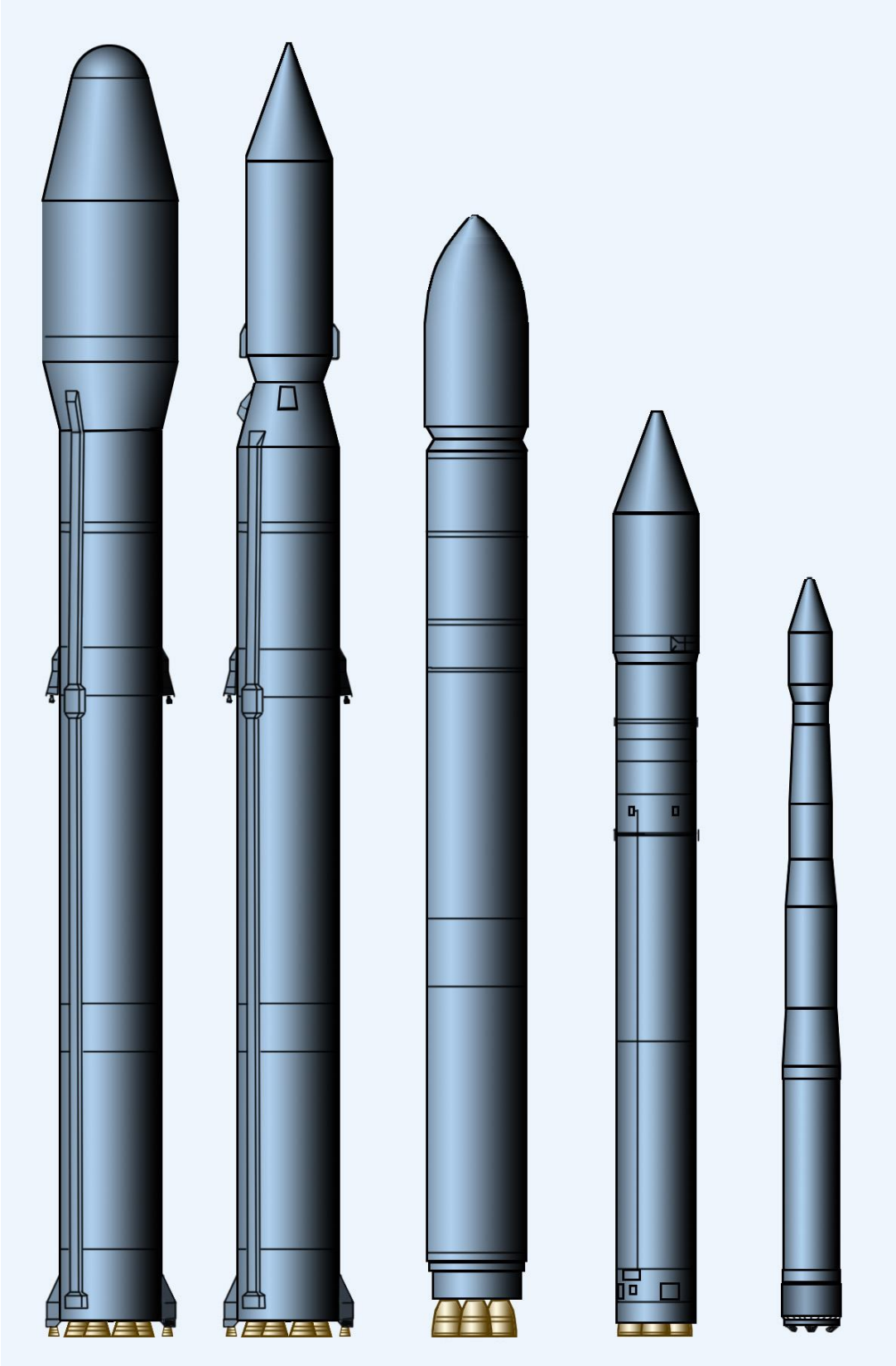


Рис. 4.38. РН «Штиль»



a) b) c) d) e)

a – РН «Циклон-4»
b – РН «Циклон-3»
c – РН «Днепр»
d – РН «Рокот»
e – РН «Старт-1»

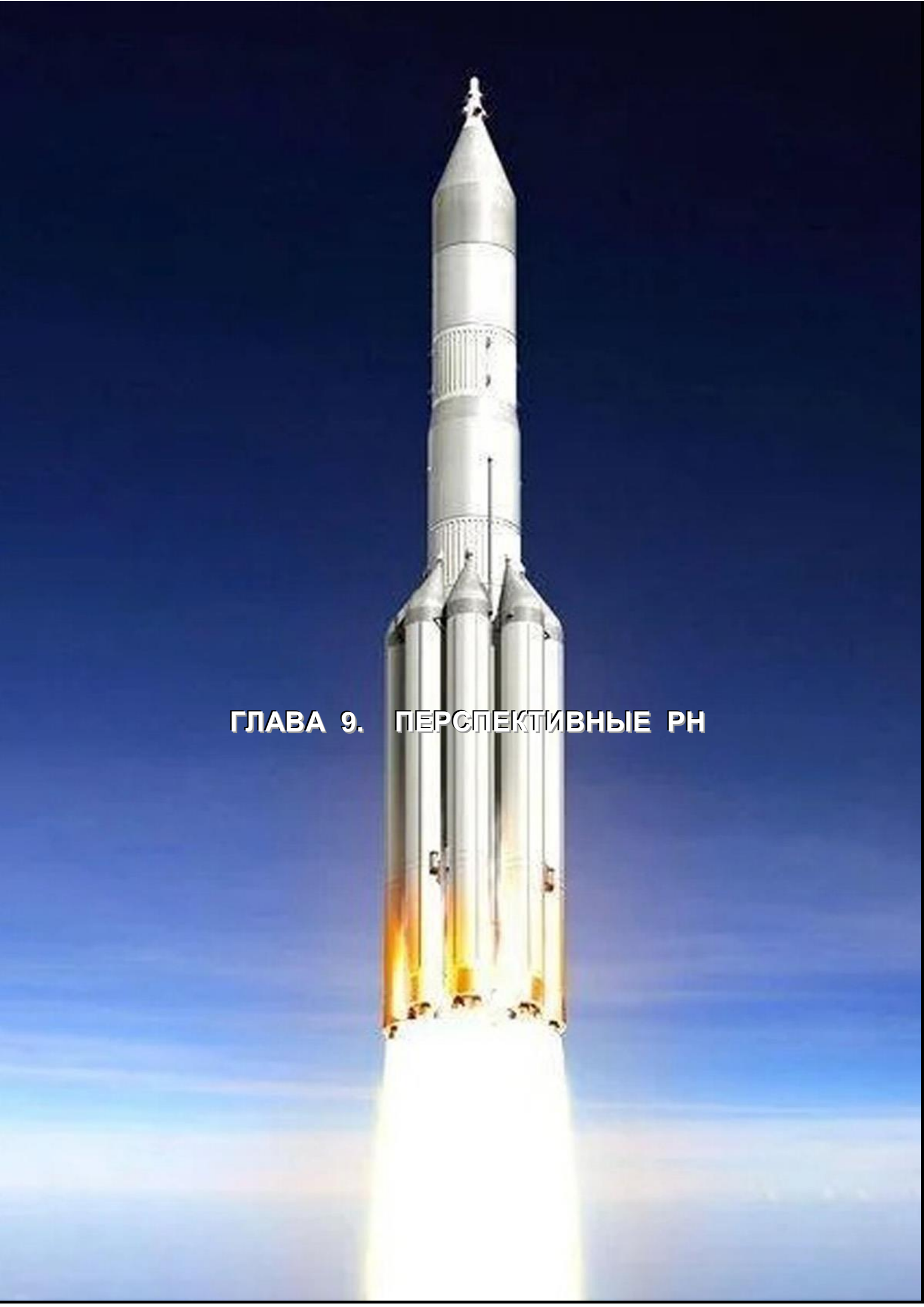
Рис. 4.39. Конверсионные РН

Табл. 4.33. Конверсионные ракеты-носители

Название	Р-36М1 (15А18)		РС-18 (15А35)	14А05	14А036
	Днепр (Днепр-1)	Днепр-3		Рокот	Стрела
Дата первого старта				20.11.90	05.12.03
Масса на старте, т	211			107	105
Масса полезного груза, т - на низкую орбиту ИСЗ 200 км, накл. 63 град. 200 км, накл. 74 град. 400 км, накл. 97 град. 350 км, накл. 90 град. - на геопереходную орбиту	3,5			1,95 1,10	2,0
Номинальная тяга на старте, тс				191,6	
Высота, м	34			28,5	28,3
Макс. поперечный размер, м	3				2,5
Количество ступеней	3			3	3
1-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т					
Сухая масса, т					
Длина, м			17,2	17,2	
Максимальный диаметр, м			2,5	2,5	
Количество двигателей	1		4	4	
Тип двигателей	РД-264		3хРД-0233 +РД-0234	3хРД-0233 +РД-0234	
Компоненты топлива	N_2O_4+НДМГ				
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс			47,9 / 53,0	47,9 / 53,0	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с			285 / 310	285 / 310	
Время работы, с			121	121	
2-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т					
Сухая масса, т					
Длина, м			3,9	3,9	
Максимальный диаметр, м			2,5	2,5	
Количество двигателей	2		1	1	
Тип двигателей	РД-0229 + РД-0230 (= РД-0228)		РД-0235	РД-0235	
Компоненты топлива	N_2O_4+НДМГ				
Тяга в пустоте, тс			24,5	24,5	
Уд. импульс в пустоте, с			320	320	
Время работы, с			183	183	
3-я ступень:				Бриз-КМ	14С425
Масса в заправленном состоянии, т					
Сухая масса, т					
Длина, м					
Максимальный диаметр, м					
Количество двигателей	1				
Тип двигателей					
Компоненты топлива	N_2O_4+НДМГ				
Тяга в пустоте, тс					
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с					
Время работы, с					

Табл. 4.34. Конверсионные ракеты-носители «Циклон»

Название	11К67	11К69	11К68		
	Циклон	Циклон-2	Циклон-3	Циклон-2К	Циклон-4
Дата первого старта	08.67	06.08.69	24.06.77		
Масса на старте, т			189,0		
Масса полезного груза, т - на низкую орбиту ИСЗ 200 км, накл. 67 град. 500 км, накл. 2,3 град. 500 км, накл. 51 град. 500 км, накл. 87 град. 1 000 км, накл. 65 град. 1 000 км, накл. 99,4 град. - на геопереходную орбиту			 4,0 3,6	 2,0 1,3	 5,35 4,9 4,3 1,8
Номинальная тяга на старте, тс		271,2	271,2	271,2	
Высота, м			39,27	39,95	
Макс. поперечный размер, м		4,05	4,05	4,05	
Количество ступеней		2	3	3	
1-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т		127,0	127,0	127,0	
Сухая масса, т		6,32	6,32	6,32	
Длина, м		19,38	19,38	19,38	
Максимальный диаметр, м		3,0	3,0	3,0	
Количество двигателей		1	1	1	
Тип двигателей		РД-261	РД-261	РД-261	
Компоненты топлива		N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	
Тяга 1 ЖРД на Земле/в пустоте, тс		271,2 / 303,4	271,2 / 303,4	271,2 / 303,4	
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с					
Время работы, с		120	120	120	
2-я ступень:					
Масса в заправленном состоянии, т		53,3	53,3	53,3	
Сухая масса, т		3,46	3,46	3,46	
Длина, м		10,9	10,9	10,9	
Максимальный диаметр, м		3,0	3,0	3,0	
Количество двигателей		1	1	1	
Тип двигателей		РД-262	РД-262	РД-262	
Компоненты топлива		N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	
Тяга в пустоте, тс		95,9	95,9	95,9	
Уд. импульс в пустоте, с		318	318	318	
Время работы, с		158	158	158	
3-я ступень:			**С5М**	**АДУ-600**	
Масса в заправленном состоянии, т			4,63		
Сухая масса, т			1,41		
Длина, м			3,68		
Максимальный диаметр, м			2,26		
Количество двигателей				20	
Тип двигателей			РД-861		
Компоненты топлива			N_2O_4+НДМГ	N_2O_4+НДМГ	
Тяга в пустоте, тс			8,0		
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с			317		
Время работы, с			126		



ГЛАВА 9. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РН

9.1. РН «Русь-М»

В 2009 году состоялся конкурс на проект новой перспективной РН. В конкурсе приняли участие ГКНПЦ им. Хруничева и РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» (г. Самара). В проекте, подготовленном «ЦСКБ-Прогресс», приняли также участие РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. В.П.Макеева». Победителем был назван проект РН «Русь-М», выдвинутый РКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Согласно проекту, двухступенчатая РН «Русь-М» имеет первую кислородно-керосиновую ступень, состоящую из трех параллельно расположенных блоков, и тандемно установленную кислородно-водородную вторую ступень. На первой ступени должны устанавливаться двигатели РД-180, по два на каждом блоке. На второй ступени проектом предусмотрено использование ЖРД РД-0146.

Базовым космодромом для РН был определен космодром Восточный.

Масса полезного груза, выводимого РН:

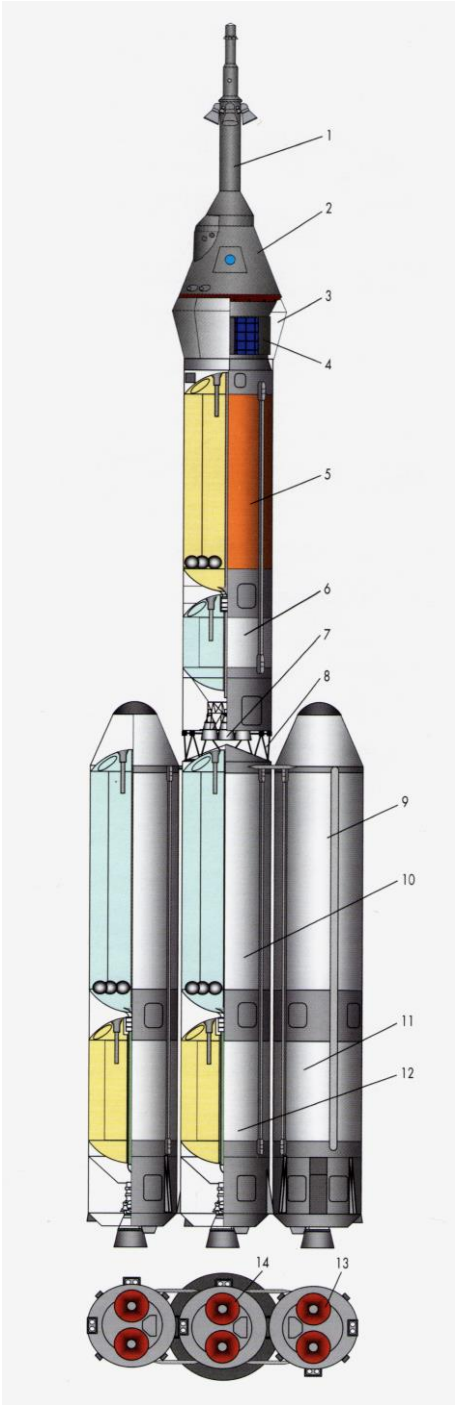
- на круговую орбиту высотой 200 км и наклонением 51,7° – не менее 20 т;
- на геопереходные орбиты – до 7,0 т;
- на геостационарную орбиту – до 4,0 т.

В рамках ОКР по теме «Русь-М», кроме основного варианта РН, который был представлен на конкурс, разрабатывались также проекты РН «Русь-МС», «Русь-МТ-35», «Русь-МТ-50». Первые ступени РН семейства «Русь-М» строятся на базе универсального ракетного блока (УРБ) с кислородно-керосиновым двигателем РД-180.

Особенностью проекта является использование унифицированного стартово-стыковочного блока, что позволяет запускать все РН семейства «Русь-М» с одного универсального стартового комплекса.

Проектные данные этих ракет-носителей приведены в табл. 4.35.

В октябре 2011 года Роскосмос принял решение о прекращении работ над РН «Русь-М», обосновав это решение тем, что для решения предстоящих задач достаточно ракет-носителей «Союз», «Протон» и близкой к завершению разработки РН «Ангара». Тем не менее, работы в «ЦСКБ-Прогресс» по РН «Русь-М» велись до августа 2015 года.



1 – ДУ САС
2 – ВА пилотируемого КК
3 – обтекатель КК
4 – служебный модуль КК
5 – бак горючего 2-й ступени
6 – бак окислителя 2-й ступени
7 – ЖРД РД-0146
8 – ферменная конструкция
9, 10 – баки окислителя 1-й ступени
11, 12 – баки горючего 1-й ступени
13, 14 – ЖРД РД-180

Рис. 4.40. РН «Русь-М»
Рис. Д.Воронцова

Табл. 4.35. Характеристики РН семейства «Русь-М»

Название	Русь-МС	Русь-М	Русь-МТ-35	Русь-МТ-50
Стартовая масса, т	235	673	1 100	1 430
Высота, м		61,1		
Макс. поперечный размер, м	3,8	11,6	11,6	11,6
Количество ступеней	2	2	2	3
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км, 51,8 град. на геостационарную орбиту	6,5	23,8 4,0	33,0-36,0 7,0-7,5	53,0-54,0 11,5

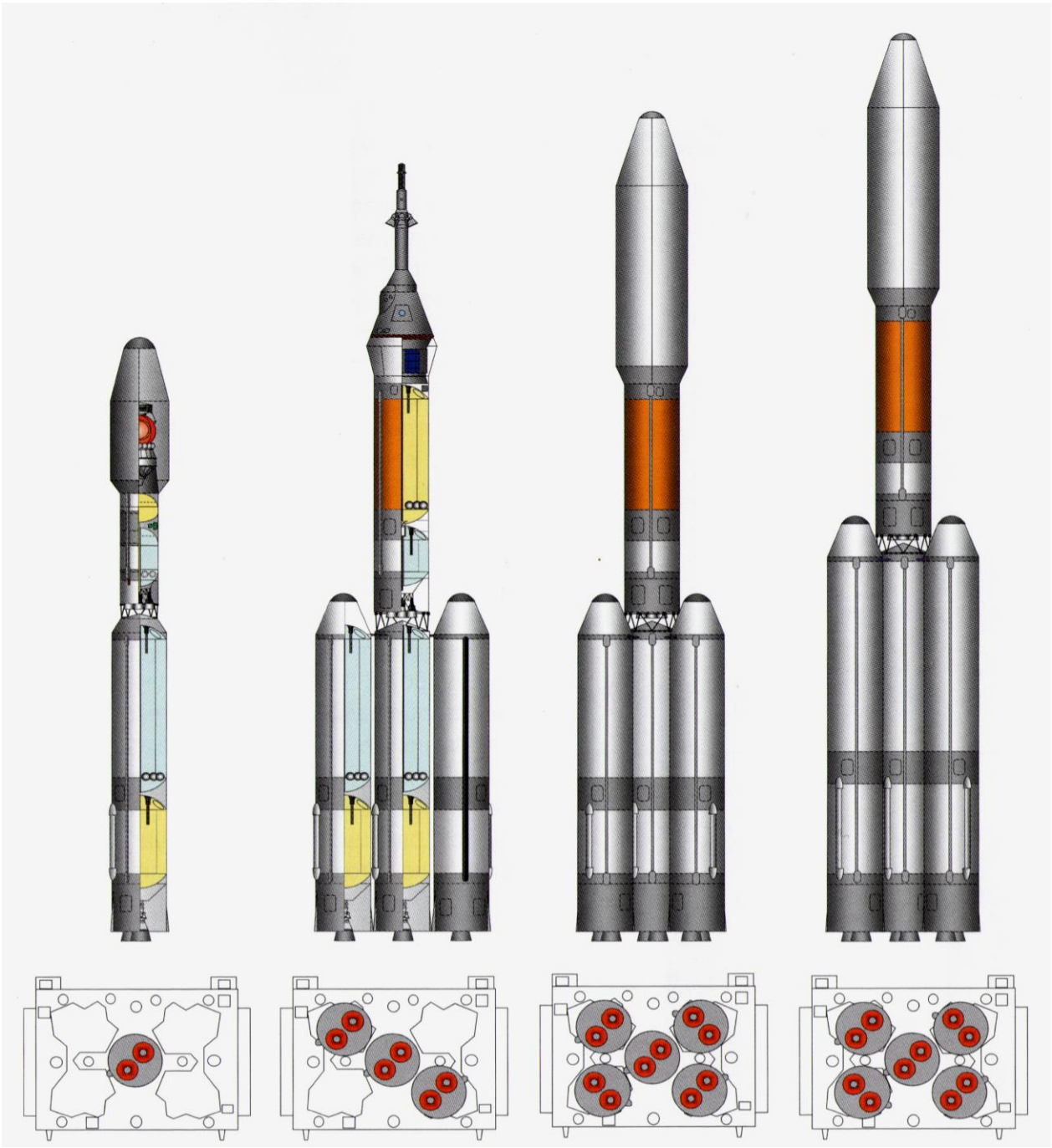


Рис. 4.41. Семейство РН «Русь-М»
Рис. Д.Воронцова

9.2. Проекты РКЦ «Прогресс»

Проект семейства РН класса «Союз-5» появился в начале 2010-х годов. Разработчиком проекта является РКЦ (Ракетный космический центр) «Прогресс». Работы выполнялись в рамках ОКР «Феникс». В проекте использованы наработки, полученные при разработке РН семейства «Русь».

9.2.1. Проект 2013 г.

Основным отличием является использование в качестве компонентов топлива жидкого кислорода и сжиженного природного газа (СПГ).

Семейство РН «Союз-5» состоит из трех ракет-носителей: легкого, среднего и тяжелого класса. Все три РН используют унифицированный центральный блок, РН среднего и тяжелого классов оснащаются двумя боковыми блоками, аналогичными по конструкции центральному блоку.

Легкая РН «Союз-5.1» состоит из центрального блока, дополненного второй ступенью на основе блока «И» с модифицированным ЖРД РД-0124, который работает также на жидком кислороде и сжиженном природном газе. РН «Союз-5.2» среднего класса и тяжелая РН «Союз-5.3» оснащаются двумя боковыми блоками, аналогичными по конструкции центральному блоку. РН «Союз-5.3» в качестве третьей ступени также использует модифицированный блок «И».

9.2.2. Аванпроект 2015 г.

В феврале 2015 года РКЦ «Прогресс» представил научно-техническому совету Роскосмоса аванпроект семейства РН «Союз-5». Технические характеристики РН, представленные в табл. 4.36, незначительно отличаются от анонсированных в 2013 году.

В аванпроекте представлены два варианта используемых ЖРД, как на первой, так и на второй ступенях, – использующих в качестве топлива сжиженный природный газ (РД-0164 / РД-180МС) либо керосин (РД-181М). Также предложена легкая РН «Союз-5.0».

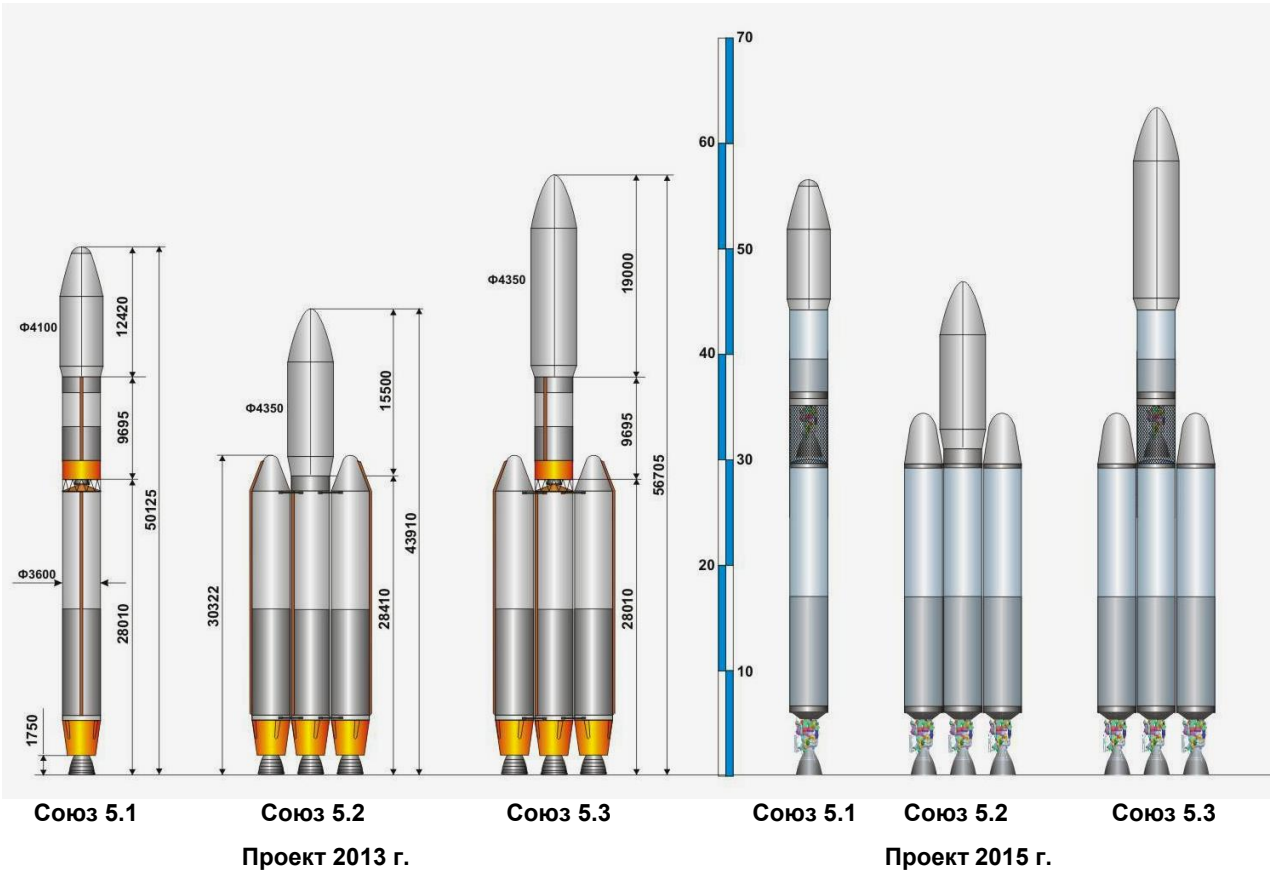


Рис. 4.42. Семейство РН «Союз-5»

Табл. 4.36. Ракеты-носители «Союз-5» (проект 2013 г.)

Название	Союз-5.1	Союз-5.2	Союз-5.3
Дата 1-го старта			
Дата 1-го успешного старта			
Масса на старте, т	251	578	643,5
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на солн.-синхронную орб. на геостационарную орбиту	8,8	16,0	25,0
Номинальная тяга на старте, тс			
Высота, м	50,1	43,9	56,7
Макс. поперечный размер, м			
Количество ступеней	2	2	3
1-я ступень		**Боковой блок**	**Боковой блок**
Количество блоков	1	2	2
Полная масса, т			
Сухая масса, т			
Длина, м	28,0	30,3	30,3
Диаметр, м	3,6	3,6	3,6
Количество двигателей	1	1	1
Тип двигателей	РД-0164	РД-0164	РД-0164
Компоненты топлива	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс	280/	280/	280/
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с			
Время работы, с			
2-я ступень		**Центральный блок**	**Центральный блок**
Полная масса, т			
Сухая масса, т			
Длина, м	9,7	28,4	28,0
Диаметр, м	3,6	3,6	3,6
Количество двигателей	1	1	1
Тип двигателей	РД-0124М	РД-0164	РД-0164
Компоненты топлива	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс	/30,0	280/	280/
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с			
Время работы, с			
3-я ступень	-	-	
Полная масса, т			
Сухая масса, т			
Длина, м			9,7
Диаметр, м			3,6
Количество двигателей			1
Тип двигателей			РД-0124М
Компоненты топлива			O_2 + СПГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс			/30,0
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с			
Время работы, с			

Табл. 4.37. Ракеты-носители «Союз-5» (аванпроект 2015 г.)

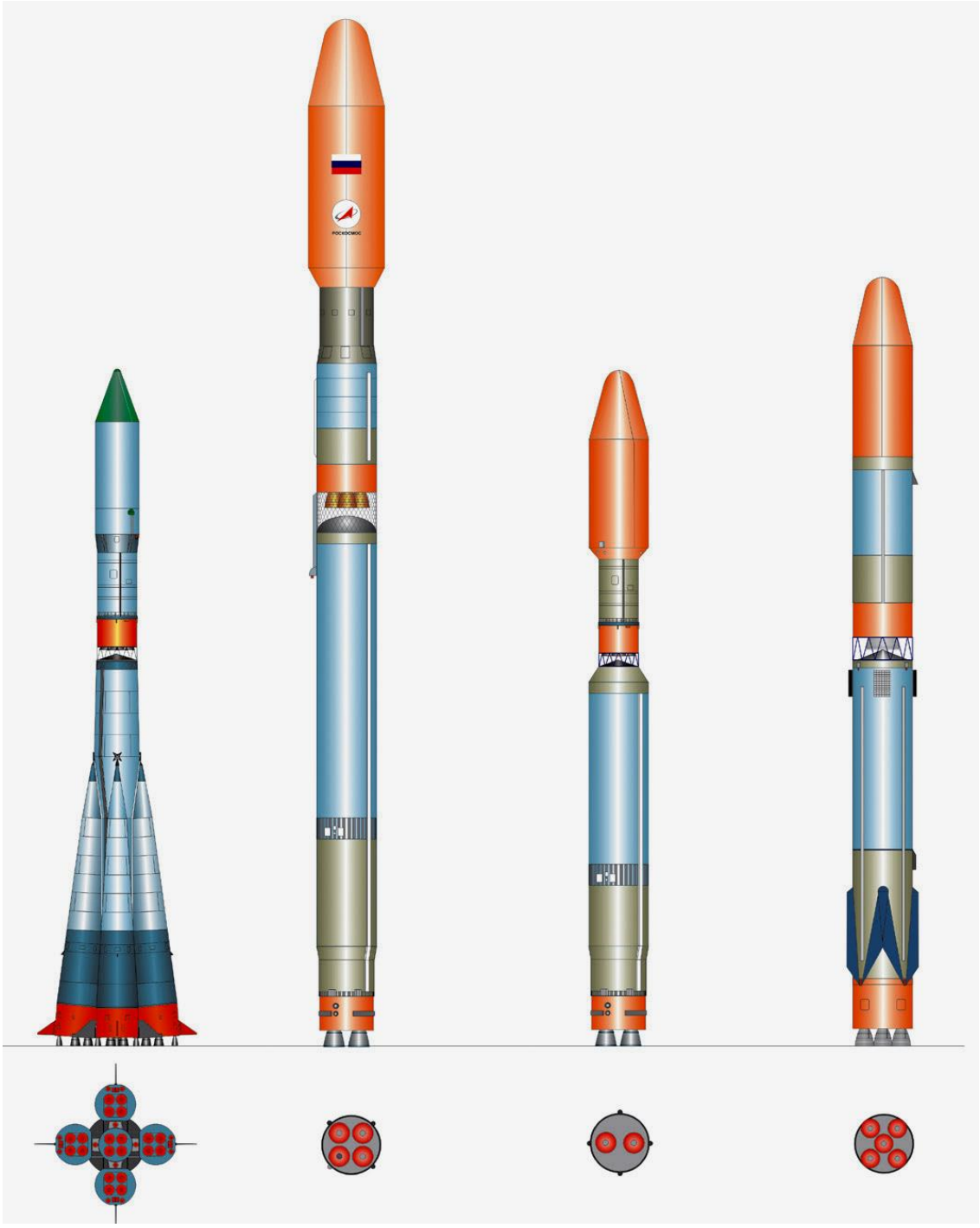
Название	Союз-5.0	Союз-5.1	Союз-5.2	Союз-5.3
Дата 1-го старта				
Дата 1-го успешного старта				
Масса на старте, т	200	269	575	690
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на солн.-синхронную орб. на геостационарную орбиту	3,0	9,2 1,0	16,5	26,0
Номинальная тяга на старте, тс				
Высота, м		56,6	46,5	63,5
Макс. поперечный размер, м				
Количество ступеней	2	2	2	3
1-я ступень			**Боковой блок**	**Боковой блок**
Количество блоков	1	1	2	2
Полная масса, т		198		
Сухая масса, т		14,0		
Длина, м		29,4	34,5	34,5
Диаметр, м		3,6	3,6	3,6
Количество двигателей		1	1	1
Тип двигателей		РД-0164/ РД-180МС	РД-0164/ РД-180МС	РД-0164/ РД-180МС
Компоненты топлива		O_2 + СПГ	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс		340/391	340/391	340/391
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с		311/358	311/358	311/358
Время работы, с				
2-я ступень			**Центральный блок**	**Центральный блок**
Полная масса, т		54,3		
Сухая масса, т		4,3		
Длина, м		13,8	29,4	29,4
Диаметр, м		3,6	3,6	3,6
Количество двигателей		1	1	1
Тип двигателей		РД-0169/ С5.867	РД-0164/ РД-180МС	РД-0164/ РД-180МС
Компоненты топлива		O_2 + СПГ	O_2 + СПГ	O_2 + СПГ
Тяга на Земле/в пустоте, тс		/73,0	340/	340/
Уд. импульс на Земле/в вакууме, с		/372		
Время работы, с				
3-я ступень		-	-	
Полная масса, т				
Сухая масса, т				
Длина, м				13,8
Диаметр, м				3,6
Количество двигателей				1
Тип двигателей				РД-0169/ С5.867
Компоненты топлива				O_2 + СПГ
Тяга в пустоте, тс				73,0
Уд. импульс в вакууме, с				370
Время работы, с				

9.2.3. Проект 2020 г.

К середине 2020 года, проекты РН, ранее разрабатываемые по теме «Союз-5», сформировались в три концептуальных варианта:

- «Союз-5»;
- «Союз-6»;
- «Союз-СПГ».

На рис. ниже приведены изображения указанных РН. Для сравнения рядом показана РН «Союз-2».



Союз-2 **Союз-5** **Союз-6 («Иртыш»)** **Союз-СПГ («Амур»)**

Рис. 4.43. Перспективные РН семейства «Союз-5»

Рис. В.Штанина

9.2.3.1. РН «Союз-5»

В соответствии с проектом, «Союз-5» – двухступенчатая РН среднего класса. РН выполнена по тандемной схеме. Обе ступени имеют диаметр 4,1 м. Первая ступень оснащена четырехкамерным ЖРД РД-171МВ, работающем на жидком кислороде и нафтиле (синтетическое углеводородное горючее). Длина первой ступени – 35,3 м. На второй ступени установлены два двухкамерных ЖРД РД-0124МС, также работающих на жидком кислороде и нафтиле. Длина второй ступени 12,2 м. В качестве третьей ступени может быть установлен разгонный блок ДМ. Полная высота РН (с обтекателем ПГ) составляет 63,7 м. РН сможет выводить на орбиту ИСЗ высотой 200 км груз массой 17 т.

9.2.3.2. РН «Союз-6 / Иртыш»

В сентябре 2019 года было объявлено о разработке РН среднего класса «Союз-6», получившей второе название «Иртыш». РН разрабатывалась в двух вариантах – как в пакетном, так и в тандемном. РН должна иметь на первой и второй ступенях двигатели кислородно-керосиновые двигатели РД-180 и выводить на низкую орбиту ИСЗ груз массой 9 т, на солнечно-синхронную орбиту – 5,5 т.

9.2.3.3. РН «Амур»

В октябре 2020 года Роскосмос представил техническое предложение по двухступенчатой РН средней мощности с многоразовой первой ступенью. РН, выполненная на базе РН «Союз-5», получила условное наименование «Союз-СПГ» или «Амур». В качестве горючего РН «Амур» должна иметь сжиженный природный газ (СПГ). На первой ступени будут устанавливаться пять ЖРД РД-0169А тягой по 100 тс, на второй ступени – один четырехкамерный ЖРД РД-0169В, имеющий тягу 110 тс. Первая ступень будет оснащаться посадочным шасси, благодаря которому сможет совершать мягкую посадку на одну из подготовленных площадок, построенных на типичных трассах выведения при запусках с космодрома Восточный. После посадки ступень будет эвакуироваться на космодром с помощью вертолета.

РН сможет выводить на низкую околоземную орбиту груз массой до 10,5 т в многоразовом варианте и до 12,5 т в одноразовом. Стартовая масса РН 360 т, максимальный диаметр ступеней 4,1 м, высота 55 м.

По сути, проект РН «Амур» является переработкой проекта РКЦ ракеты-носителя «Союз 5.1» 2015 года, дополненного многоразовым использованием первой ступени.

Рис. 4.44. Проект РН «Амур»

9.3. Проекты РН ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

9.3.1. РН «Амур-5»

Проект сверхтяжелой трехступенчатой РН, разработанный в 2010 году в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. РН собирается по пакетной схеме из пяти блоков диаметром 4,1 м. Четыре внешних блока образуют 1-ю ступень, центральный блок – 2-ю ступень. Все блоки оснащаются кислородно-керосиновым двигателем РД-171М. На 3-й ступени устанавливается двигатель РД-0124, работающий на жидком кислороде и жидком водороде.

9.3.2. РН «Енисей-5»

Проект двухступенчатой сверхтяжелой РН, разработанный в 2010 году в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. В отличие от РН «Амур-5», центральный блок имеет диаметр 7,7 м и оснащен тремя кислородно-водородными ЖРД типа РД-0124.

Табл. 4.38. Проекты РН «Амур-5» и «Енисей-5»

Название	Амур-5	Енисей-5
Масса на старте, т	2 583	2 397
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км на ГСО к Луне	125	 125 30 49
Номинальная тяга на старте, тс	3 700	3 400
Высота, м	87,6	74,5
Количество ступеней	3	2
1-я ступень		
Количество блоков	4	4
Масса топлива, т	405	380
Длина, м	48,5	46,9
Диаметр, м	4,1	4,1
Количество двигателей	1	1
Тип двигателей	РД-170	РД-170
Компоненты топлива	O_2+керосин	O_2+керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	740/806	740/806
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	337/309	337/309
2-я ступень		
Масса топлива, т	420	548
Длина, м	49,5	47,9
Диаметр, м	4,1	7,7
Количество двигателей	1	3
Тип двигателей	РД-170	РД-0120
Компоненты топлива	O_2+керосин	O_2+H_2
Тяга на Земле/в пустоте, тс	740/806	146/190
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	337/309	
3-я ступень	-	
Масса топлива, т	160	
Длина, м	11,2	
Диаметр, м	7,7	
Количество двигателей	1	
Тип двигателей	РД-0120	
Компоненты топлива	O_2+H_2	
Тяга в пустоте, тс	196	
Уд. импульс в пустоте, с		

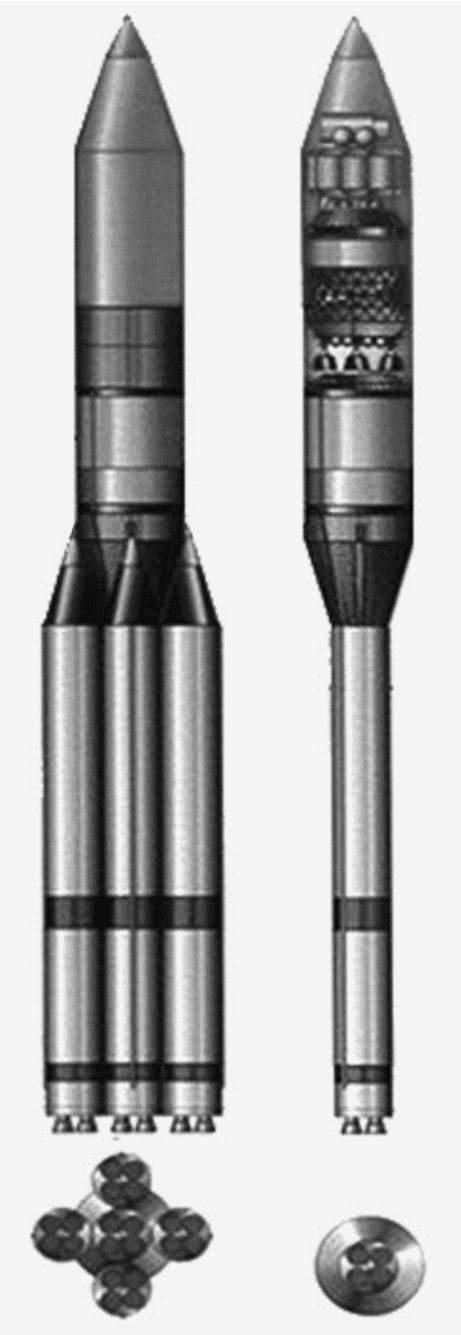


Рис. 4.45. РН «Амур-5»

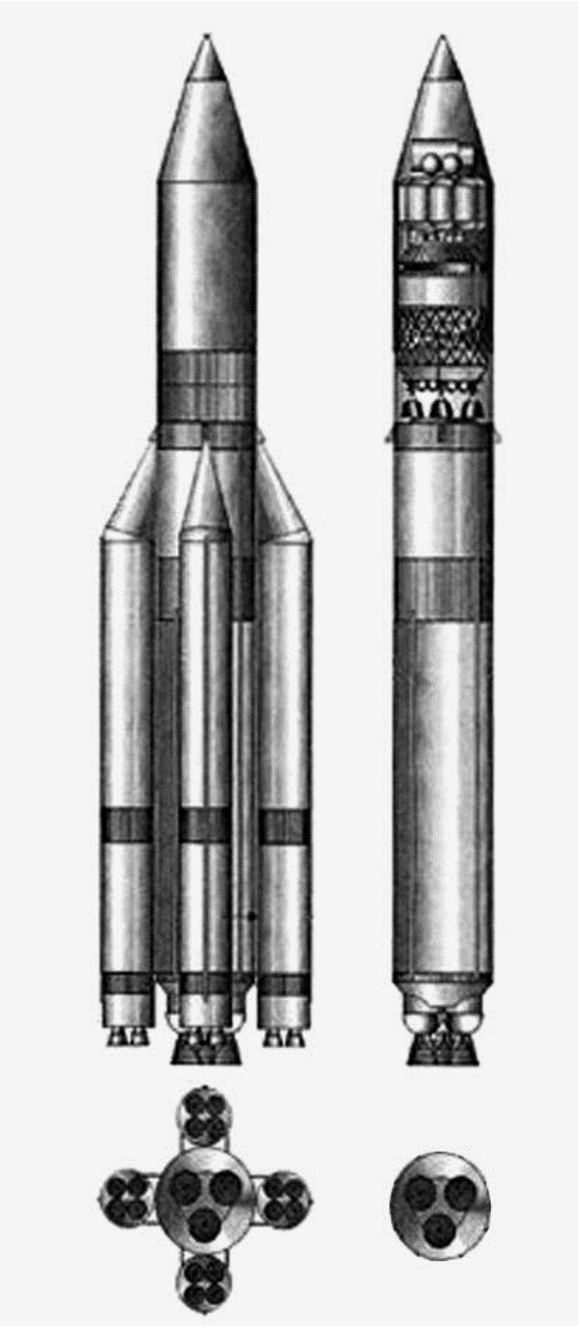


Рис. 4.46. РН «Енисей-5»

9.3.3. Проекты 2019 г.

К 2019 году был разработан проект нового варианта РН «Енисей».

Сверхтяжелая РН «Енисей» в отличие от проекта «Енисей-5» 2010 года, должна иметь не четыре, а шесть боковых блоков первой ступени. При стартовой массе 3 167 т РН должна выводить на низкую орбиту ИСЗ 103 т, на геостационарную орбиту – 26 т.

9.4. Проекты РКК «Энергия»

9.4.1. РН «Энергия-К»

В начале 2010-х годов в РКК «Энергия» был разработан проект моноблочной РН для выведения транспортных кораблей ПТК-С на околоземную орбиту. На первой ступени предлагалось использовать двигатель РД-171М. Рассматривалось два варианта РН: «Энергия-КБ» для запусков с Байконура и «Энергия-КВ» для запусков с космодрома Восточный. «Энергия-КБ» должна была использовать на второй ступени жидкий кислород и керосин, а «Энергия-КВ» – жидкий кислород и жидкий водород. РН оснащалась четырьмя твердотопливными стартовыми ускорителями.

9.4.2. Проекты 2015 года

В 2015 году РКК «Энергия» опубликовала[1] информацию о предварительных проектах нескольких тяжелых и сверхтяжелых ракет-носителей: «Энергия-1К», «Энергия-5КВ», «Энергия-5КИ», «Энергия-3», «Энергия-6».

Краткие характеристики этих РН приведены в табл. 4.39.

Табл. 4.39. Проекты РН РКК «Энергия»

Название	Энергия-1К	Энергия-5КИ	Энергия-5КВ	Энергия-3	Энергия-6
Масса на старте, т	518	2 327	2 471	1 836…1 937	3 570
Масса полезного груза, т на орбиту 200 км	15	75	105	82…88	167
Номинальная тяга на старте, тс	740	2 960	3 700	2 375	4 595
Высота, м	63,1	70,6	90,6	70,7	103,0
Количество ступеней	2	2	3	2	2
1-я ступень					
Количество блоков	1	4	4	3	6
Диаметр, м	4,1	4,1	4,1	4,1	4,1
Количество двигателей	1	1	1	1	1
Тип двигателей	РД-171МВ	РД-171МВ	РД-171МВ	РД-171МВ	РД-171МВ
Компоненты топлива	O_2+керосин	O_2+керосин	O_2+керосин	O_2+керосин	O_2+керосин
Тяга на Земле/в пустоте, тс	740/806	740/806	740/806	740/806	740/806
Уд. импульс на Земле/в пустоте, с	337/309	337/309	337/309	337/309	337/309
2-я ступень					
Диаметр, м	4,1	4,1	4,1	7,7	7,7
Количество двигателей	1	1	1	3	3
Тип двигателей	РД-0124М	РД-171МВ	РД-171МВ	РД-0120	РД-0120
Компоненты топлива	O_2+керосин	O_2+керосин	O_2+керосин	O_2+ H_2	O_2+ H_2
Тяга в пустоте, тс	30	740/806	740/806	155/200	155/200
Уд. импульс в пустоте, с	359	337/309	337/309	354/455	354/455
3-я ступень	-	-		-	-
Диаметр, м			4,1		
Количество двигателей			4		
Тип двигателей			РД-0150		
Компоненты топлива			O_2+ H_2		
Тяга в пустоте, тс			40		
Уд. импульс в пустоте, с			470		

[1] Солнцев В.Л., Радугин И.С., Задеба В.А. Основные требования к маршевым двигателям перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса с жидкостными ракетными двигателями. Космическая техника и технологии, № 2(9), 2015.

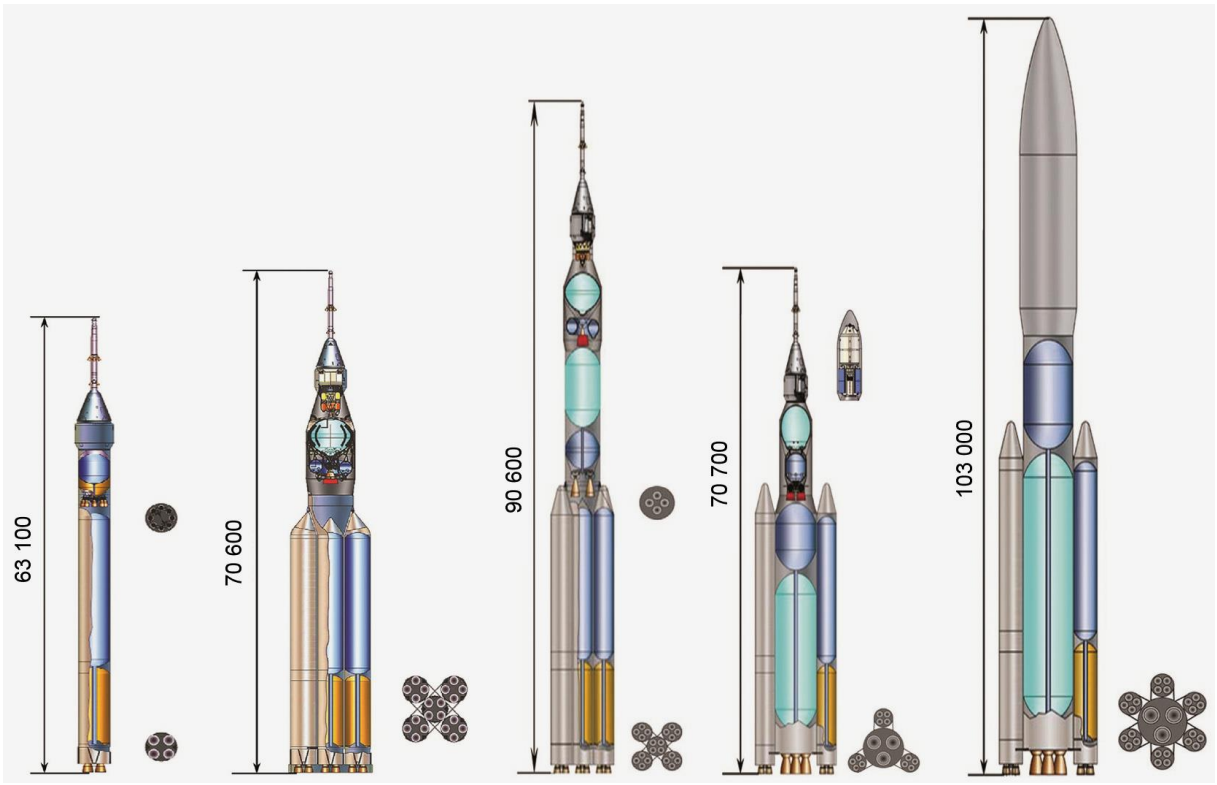


Рис. 4.47. Проекты РН РКК «Энергия»

9.4.3. РН «Энергия-5В»

РКК «Энергия» в начале 2017 года предложила проект трехступенчатой сверхтяжелой ракеты-носителя «Энергия-5В». На первой ступени РН должны устанавливаться четыре ЖРД типа РД-171МВ, работающих на керосине и жидком кислороде, на второй ступени – один такой ЖРД. На третьей ступени предполагается использовать два кислородно-водородных двигателя РД-0146 или РД-0150.

РН будет иметь возможность выведения на низкую околоземную орбиту грузов до 100 т, а на окололунную орбиту – 20,5 т. Стартовый вес РН около 2 370 т.

РН проектируется в двух вариантах: «Энергия-5В» и «Энергия-5ВР», отличающихся комплектацией верхних ступеней.

Целевое назначение РН «Энергия-5В» – доставка к Луне ПТК «Федерация» («Орел»).

9.5. Тема «Феникс»

«Феникс» – название темы опытно-конструкторских работ по разработке перспективной ракеты-носителя. Иначе говоря, «Феникс» не является названием конкретного проекта РН, а объединяет ряд ОКР по разработке новых ракет-носителей.

По состоянию на середину 2010-х годов конкретный облик и характеристики РН не были определены. Первоначально предполагалось, что это будет ракета-носитель среднего класса. В дальнейшем появилась информация, что РН, разрабатываемая по теме «Феникс», послужит основой для тяжелых и сверхтяжелых ракет-носителей.

Так, в рамках темы «Феникс» разрабатывались проекты РН «Союз-5», «Энергия-К», «Сункар» и другие.

ОКР «Феникс» включена в Федеральную космическую программу на период 2016-2025 (ФКП-2025) как тема по созданию космического ракетного комплекса среднего класса. Начало финансирования по этой теме было запланировано на 2018 год.

9.5.1. РН среднего класса

По информации 2017 года, предполагалось в рамках темы «Феникс» создать РН среднего класса, которая сможет выводить на низкую орбиту до 17 т, а на геопереходную орбиту – до 2,5 т. Стартовый вес РН около 520 т. На первой ступени РН будет установлен модифицированный ЖРД на базе четырехкамерного РД-171М (по более ранним разработкам – два двухкамерных ЖРД РД-180), на второй ступени – два ЖРД на базе РД-0124. По информации того же времени, РН получит название «Союз-5». По другим данным, РН должна называться «Иртыш».

9.6. Сверхтяжелая РН

В 2017-2018 годах появилась информация о проектировании в РКК «Энергия» сверхтяжелой РН на базе РН «Союз-5», которая будет стартовать с космодрома «Восточный». РН должна создаваться в несколько этапов.

Сначала будет строиться так называемый «отработочный» вариант РН. Стартовая масса РН – 1 440 т, полезный груз, доставляемый на низкую круговую орбиту – 50 т. Первый запуск планируется на 2027 год. Этим запуском должен быть отправлен в облет Луны транспортный корабль «Федерация».

РН первого этапа должна иметь стартовую массу 2 800 т, величина полезного груза – 88 т. Первым стартом РН, намечаемым на 2028 год, планируется вывести АМС на полярную орбиту вокруг Луны.

В одном из вариантов РН со стартовой массой 2 930 т должна выводить на орбиту груз массой 115 т. РН проектируется по пакетной схеме, где вокруг центрального блока (второй ступени) будут установлены пять боковых блоков на базе первой ступени РН «Союз-5». Третья ступень будет оснащена кислородно-водородным ЖДР РД-150. Запуски сверхтяжелой РН в окончательном варианте предполагается осуществить в 2032-2035 годах.

9.6.1. РН «Дон»

В 2019 году появился проект сверхтяжелой РН «Дон». По предварительным данным, РН имеет стартовую массу около 3 280 т. Первая ступень образована шестью блоками, в качестве которых используется первая ступень РН «Союз-5», оснащенная кислородно-метановыми двигателями РД-171МВ. На второй ступени (центральный блок) устанавливается кислородно-керосиновый ЖРД РД-180. Третьей ступенью РН «Дон» должен быть кислородно-водородный блок.

РН должна доставлять на низкую околоземную орбиту груз массой 140[1] т, на геостационарную орбиту 29,5 т.

Первый запуск РН «Дон» предполагается выполнить в 2029 году.

[1] По другим данным – 180 т.

9.7. Проекты ГРЦ им. В.П. Макеева

9.7.1. РН «Россиянка»

Государственный ракетный центр (ГРЦ) имени В.П. Макеева в 2007 году сообщил о разработке проекта двухступенчатой РН «Россиянка» сверхлегкого класса. ДУ обеих ступеней должны использовать криогенные топливные компоненты – жидкий кислород и сжиженный природный газ. Авторы проекта считали, что грузоподъемность РН может быть доведена до 35 т.

Особенностью проекта является способ возвращения в район космодрома и приземления многоразовой первой ступени за счет многократного включения штатных двигателей.

9.7.2. РН «Корона»

В ГРЦ имени В.П. Макеева с 1992 года проводились работы по проектированию многоразовой одноступенчатой РН «Корона», имеющей вертикальные взлет и посадку. В 2012 году работы были приостановлены в связи с нехваткой финансирования. На рис. 4.48 показана эволюция проекта РН «Корона» с 1992 по 2012 годы.

Рис. 4.48. РН «Корона» (2019 год).

В 2017 году работы по РН «Корона» были возобновлены. В конце 2019 года разработчики проекта сообщили, что при наличии финансирования опытный образец РН «Корона» может быть изготовлен к 2028 году.

Конструкция ракеты имеет высокое весовое совершенство за счет использования композиционных материалов, в первую очередь – углепластика. Особенностью проекта является использование ЖРД наружного сгорания[1], названный разработчиками клиновоздушным ЖРД. Топливные компоненты ДУ – жидкие кислород (210 т) и водород (35 т).

Стартовая масса РН – 270-290 т. Длина РН 30,5 м (с опорами шасси 33,9 м), максимальный диаметр 10 м. Ракета должна выводить на низкую околоземную орбиту 6-7 т полезного груза. При использовании дозаправки на орбите (для закачки топлива, необходимого для посадки) масса груза, доставляемого на орбиту может быть увеличена до 11-12 т.

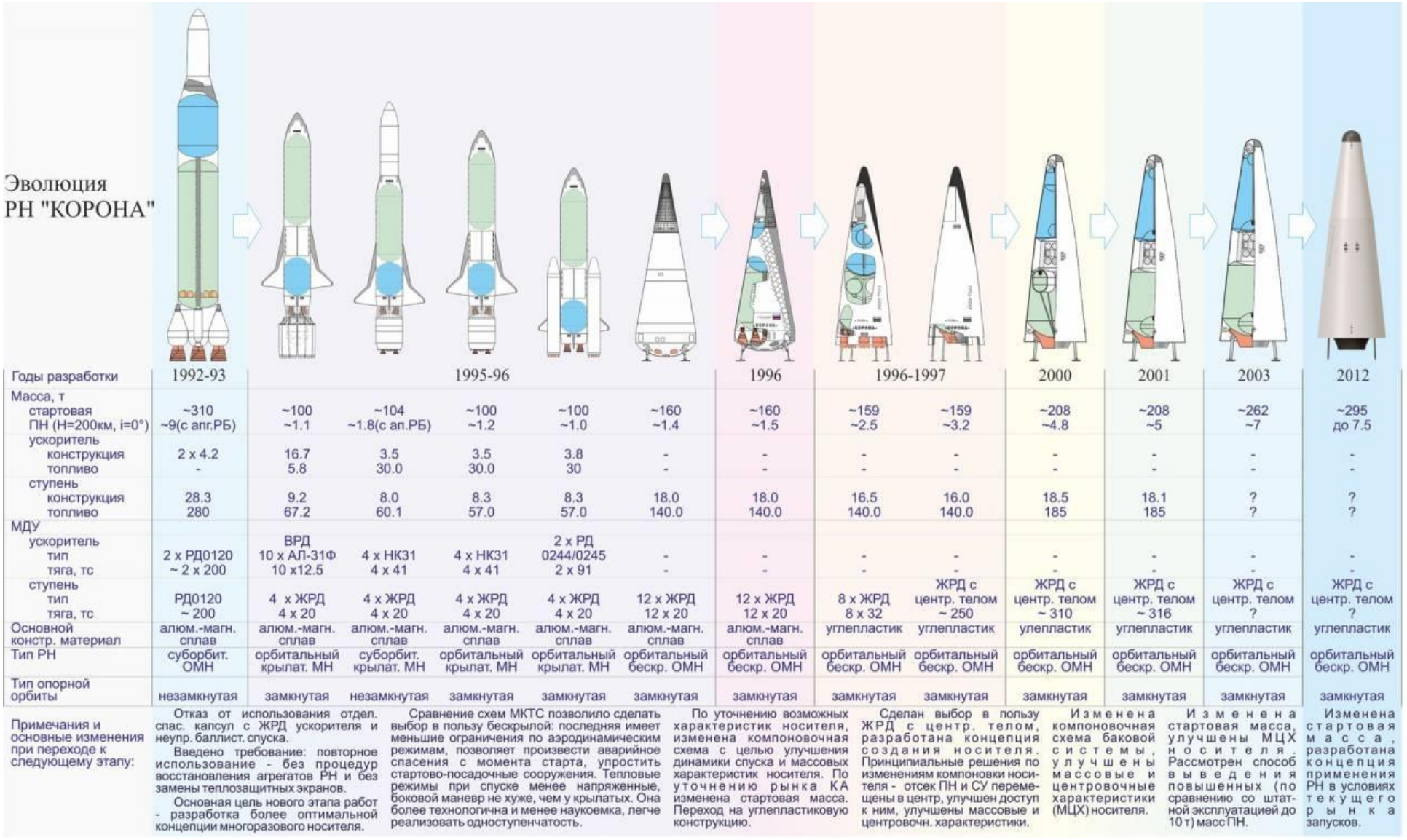
9.7.3. Проект РН «Лидер»

В 2020 году ГРЦ им. В.П.Макеева опубликовал концепцию семейства сверхтяжелых РН «Лидер». Основное назначение этих ракет-носителей – полеты к Луне и Марсу.

Базовый вариант представляет собой двухступенчатую РН, у которой первая ступень имеет один центральный и два боковых блока с кислородно-керосиновыми ЖРД РД-171М, а вторая – центральный блок с водородными ЖРД РД-0120. На околоземную орбиту будет доставляться ПГ массой 53 т, состоящий из РБ, межорбитального буксира и КК «Орел». Высота РН в сборе – 91 м, стартовая масса 1 143 т.

Лунный и марсианский варианты РН представляют собой двойной и, соответственно, утроенный комплекты всех блоков базового варианта, то есть по два центральных блока на первой и второй ступенях и четыре боковых блока первой ступени у лунной РН, и по три центральных и шесть боковых – у марсианской. Высота РН с ПГ – 90 м, начальная масса 2 284 т (лунный вариант) и 3 430 т (марсианский вариант). Масса ПГ, соответственно, 106 т и 160 т. Лунная и марсианская РН рассчитываются только не беспилотные запуски.

[1] Похожий ЖРД планировалось использовать в ракетопланах США X-33 и «Venture Star» (см. т.2, часть 1, п.п.7.6.4.1 и 7.6.3). В отличие от РН «Корона» американские конструкторы предлагали сделать сопло наружного сгорания не круговым, а плоским (ЖРД «Аэроспайк»).



	1992-93	1995-96					1996	1996-1997		2000	2001	2003	2012
Годы разработки													
Масса, т													
стартовая	~310	~100	~104	~100	~100	~160	~160	~159	~159	~208	~208	~262	~295
ПН (H=200км, i=0°)	~9(с апг.РБ)	~1.1	~1.8(с ап.РБ)	~1.2	~1.0	~1.4	~1.5	~2.5	~3.2	~4.8	~5	~7	до 7.5
ускоритель													
конструкция	2 x 4.2	16.7	3.5	3.5	3.8	-	-	-	-	-	-	-	-
топливо	-	5.8	30.0	30.0	30	-	-	-	-	-	-	-	-
ступень													
конструкция	28.3	9.2	8.0	8.3	8.3	18.0	18.0	16.5	16.0	18.5	18.1	?	?
топливо	280	67.2	60.1	57.0	57.0	140.0	140.0	140.0	140.0	185	185	?	?
МДУ													
ускоритель		ВРД			2 x РД								
тип	2 x РД0120	10 x АЛ-31Ф	4 x НК31	4 x НК31	0244/0245	-	-	-	-	-	-	-	-
тяга, тс	~ 2 x 200	10 x12.5	4 x 41	4 x 41	2 x 91	-	-	-	-	-	-	-	-
ступень									ЖРД с	ЖРД с	ЖРД с	ЖРД с	ЖРД с
тип	РД0120	4 x ЖРД	4 x ЖРД	4 x ЖРД	4 x ЖРД	12 x ЖРД	12 x ЖРД	8 x ЖРД	центр. телом	центр. телом	центр. телом	центр. телом	центр. телом
тяга, тс	~ 200	4 x 20	4 x 20	4 x 20	4 x 20	12 x 20	12 x 20	8 x 32	~ 250	~ 310	~ 316	?	?
Основной констр. материал	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	алюм.-магн. сплав	углепластик	углепластик	улепластик	углепластик	углепластик	углепластик
Тип РН	суборбит. ОМН	орбитальный крылат. МН	суборбит. крылат. МН	орбитальный крылат. МН	орбитальный крылат. МН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН	орбитальный бескр. ОМН
Тип опорной орбиты	незамкнутая	замкнутая	незамкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая	замкнутая
Примечания и основные изменения при переходе к следующему этапу:	Отказ от использования отдел. спас. капсул с ЖРД ускорителя и неупр. баллист. спуска. Введено требование: повторное использование - без процедур восстановления агрегатов РН и без замены теплозащитных экранов. Основная цель нового этапа работ - разработка более оптимальной концепции многоразового носителя.	Сравнение схем МКТС позволило сделать выбор в пользу бескрылой: последняя имеет меньшие ограничения по аэродинамическим режимам, позволяет произвести аварийное спасения с момента старта, упростить стартово-посадочные сооружения. Тепловые режимы при спуске менее напряженные, боковой маневр не хуже, чем у крылатых. Она более технологична и менее наукоемка, легче реализовать одноступенчатость.		По уточнению возможных характеристик носителя, изменена компоновочная схема с целью улучшения динамики спуска и массовых характеристик носителя. По уточнению рынка КА изменена стартовая масса. Переход на углепластиковую конструкцию.			Сделан выбор в пользу ЖРД с центр. телом, разработана концепция создания носителя. Принципиальные решения по изменениям компоновки носителя - отсек ПН и СУ перемещены в центр, улучшен доступ к ним, улучшены массовые и центровочн. характеристики.			Изменена компоновочная схема баковой системы, улучшены массовые и центровочные характеристики (МЦХ) носителя.	Изменена стартовая масса, улучшены МЦХ носителя. Рассмотрен способ выведения повышенных (по сравнению со штатной эксплуатацией до 10 т) масс ПН.	Изменена стартовая масса, разработана концепция применения РН в условиях текущего рынка запусков.

Рис. 4.49. Эволюция проекта РН «Корона»

ГЛАВА 10. РАЗГОННЫЕ БЛОКИ

10.1. Блок Д

Этот разгонный блок – все, что осталось от супер-ракеты Н-1. Родившийся в ОКБ-1 под наименованием 11А52.Д0000-0, или «блок Д» ракеты-носителя 11А52 (Н-1), он был затем предложен для использования в качестве разгонного блока в проекте пилотируемого облета Луны «УР-500 - 7К-Л1». Доработанный под установку на РН 8К82К «Протон», блок получил обозначение 11С824, но по традиции продолжал называться «Блок Д». Затем последовал целый ряд модификаций, приводивший к увеличению энергетических возможностей этого РБ.

Во всех вариантах блока Д используется ЖРД 11Д58 (11Д58М), разработанный также в ОКБ-1. ЖРД работает на жидком кислороде и керосине или синтине (синтетическом керосине, или, как его еще называют, циклине).

Конструктивно блок Д состоит из модуля 11С85 и сбрасываемых среднего и нижнего переходников. В состав модуля 11С85 входят топливные баки с фермами их крепления, верхний переходник приборная ферма, маршевый двигатель, а также два блока СОЗ – системы обеспечения запуска в невесомости. Перед включением ДУ блока Д средний и нижний переходники сбрасываются.

В ряде модификаций блок Д имеет собственную систему управления, блоки которой располагаются в торовом контейнере впереди бака окислителя. В тех случаях, когда блок Д используется для выведения на межпланетную траекторию АМС, которые по определению имеют систему управления, на АМС возлагается также задача управления блоком Д на участках довыведения и разгона. В этих модификациях блока Д торовый контейнер отсутствует.

Варианты блока Д без собственной системы управления:

11А52 «Д», 11С824, 11С824М, 11С824Ф.

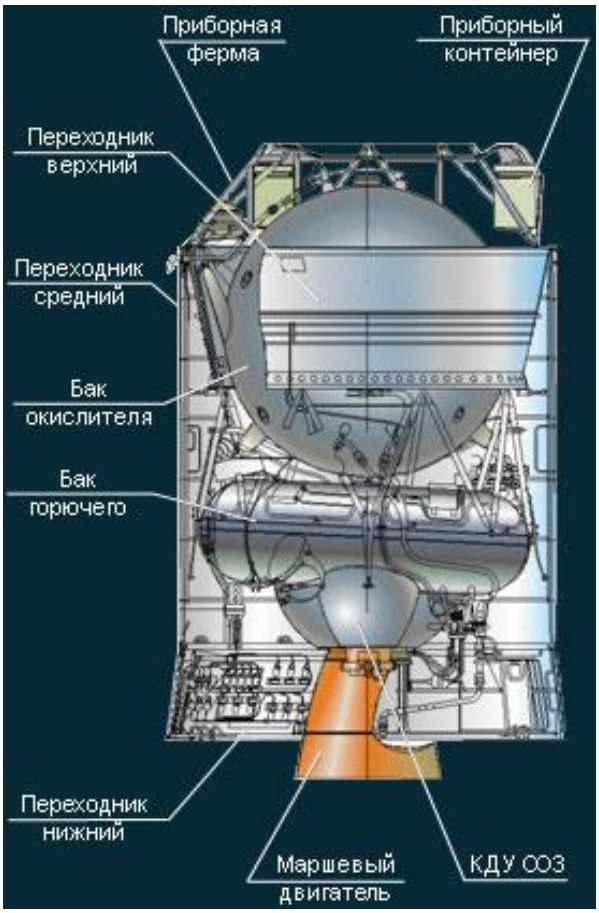


Рис. 4.50. РБ «Блок Д»

Варианты блока Д с системой управления:

11С86, 11С861, 11С861-01, 11С861-02, 11С861-03, 17С40.

Вариант 11С861 имеет также наименование «Блок ДМ». Его модификации также обозначаются ДМ1, ДМ2, ДМ3 и ДМ4.

Основными достоинствами разгонного блока Д являются:

- высокие энергетические характеристики, обусловленные использованием криогенного окислителя;
- ЖРД многократного запуска;
- система обеспечения запуска жидкостного двигателя в невесомости;
- возможность продолжительного времени нахождения в космосе;
- возможность использования в качестве третьей или четвертой ступени РН для «довыведения» объекта на орбиту ИСЗ.

Масса полностью заправленного блока Д составляет от 14 до 22 т (в зависимости от модификации). Тяга двигателя 11Д58М в пустоте равна 8,7 тс.

В 2015 году РКК «Энергия» сообщила о разработке модифицированного разгонного блока ДМ на базе РБ 11С861-03 для использования в составе РН «Ангара-А5». Модифицированный блок будет

оснащаться ЖРД 11Д58МФ, имеющим более низкую тягу (около 5,0 тс), но более высокий удельный импульс (372 с вместо 356 с у ЖРД 11Д58М). ЖРД будет иметь возможность семикратного запуска и длительности работы до 1 800 сек.

10.2. РБ на базе блока Д

Кроме прямой модификации блока Д, в НПО «Энергия» в 1980-е годы разрабатывался ряд проектов разгонных блоков, в которых за основу была взята конструкция блока Д (ДМ).

10.2.1. «Корвет»

РБ «Корвет» является уменьшенным вариантом блока Д. Бак окислителя чечевицеобразной формы образован двумя сферическими сегментами такого же радиуса, как и бак окислителя блока Д – 1 330 мм. Из бака горючего для уменьшения объема удалены цилиндрические проставки. ЖРД 11Д58М снабжен выдвигаемым сопловым насадком.

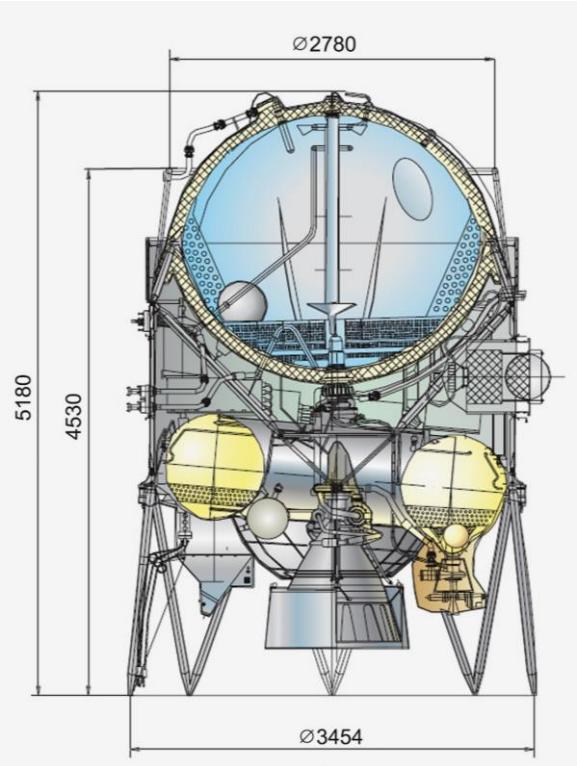


Рис. 4.51. РБ «Корвет»

10.2.2. Блок Н12РА

Разгонный блок Н12РА разрабатывался для использования на РН «Ангара». РБ должен был обеспечивать выведение на геостационарную орбиту объекта массой 3,0-3,5 т при запуске РН «Ангара» с космодрома Плесецк. Конструктивно блок Н12РА отличался от блока ДМ увеличением объема топливных баков за счет цилиндрических вставок – в баке окислителя высотой 570 мм, в баке горючего высотой 140 мм. Блок должен был иметь модифицированный ЖРД 11Д58МФ и усовершенствованную систему управления.

Блок Н12РА должен был стать базовым для ряда модификаций, предназначенных для применения с РН «Зенит», «Протон», «Энергия-М».

10.2.3. РБ 315ГК («Импульс», ДМ-SL)

Разгонный блок 315ГК – модификация блока ДМ для применения с РН «Зенит». Отличительной особенностью блока является обеспечение всех электрических и пневмогидравлических связей с наземным оборудованием через РН «Зенит». На блоке 315ГК должен был устанавливаться модифицированный ЖРД 11Д58МФ. Блок должен был обеспечить выведение на геостационарную орбиту объекта массой 1,5 т. Масса заправленного блока – 17-18 т.

В дальнейшем было принято решение о разработке блока 315ГК для запуска с РН «Зенит-SL» морского базирования. Этот вариант блока получил название «Импульс», но это название не получило распространения, официальное наименование – блок ДМ-SL.

Соответственно, для запусков РН «Зенит-3SLБ» с космодрома Байконур разработана модификация блока ДМ-SLБ.

10.3. «Таймыр»

Эскизный проект РБ «Таймыр» был разработан в 1998 году. РБ должен был использоваться в качестве 4-й ступени на РН типа «Ямал» и «Аврора», что позволило бы выводить на геостационарную орбиту при старте с космодрома Байконур полезный груз массой до 1,36 т, или на орбиту, переходную к ГСО, груз массой до 3,9 т.

Основной задачей, поставленной перед разработчиками проекта, было использовать в проекте только те агрегаты и конструкции, которые либо изготавливались в РКК «Энергия», либо уже поставлялись по кооперации смежными предприятиями.

В исходном варианте рассматривалось использование модификации ЖРД 11Д58М, который устанавливается на блоках Д. Предусмотрено было также применение торового бака окислителя.

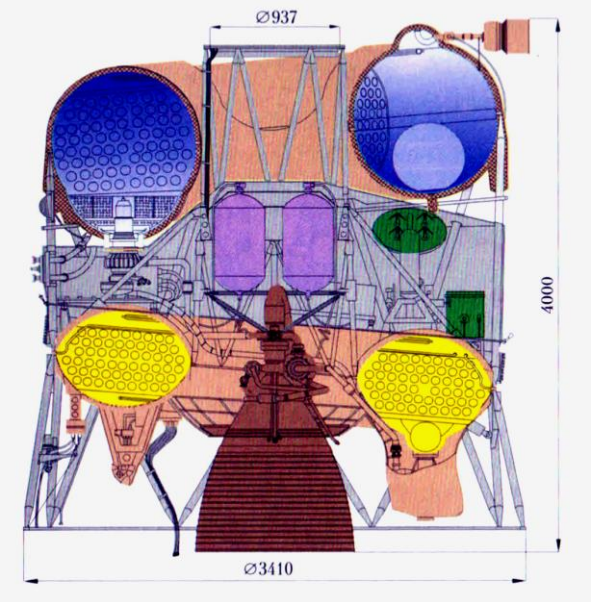


Рис. 4.52. РБ «Таймыр»

Табл. 4.40. Характеристики РБ «Таймыр»

Название	Таймыр
Масса в заправленном состоянии, т	9,84
Сухая масса, т	1,34
Длина, м	4,0
Максимальный диаметр, м	3,41
Количество маршевых двигателей	1
Тип двигателей	11Д58МФ
Компоненты топлива	O_2 + керосин
Тяга в пустоте, тс	8,0
Уд. импульс в пустоте, с	
Время работы, с	

10.4. «Фрегат»

10.4.1. Базовый вариант

Разгонный блок «Фрегат» разработан в НПО им. Лавочкина на базе двигательной установки универсальной платформы УМВЛ. РБ «Фрегат» используется на РН «Союз-У» 11А511У для запуска АМС. РБ выполняет довыведение АМС на промежуточную околоземную орбиту, а затем разгон на межпланетную либо на переходную к геостационарной орбите траекторию.

Стартовая масса РБ «Фрегат» около 6,2 т, в т.ч. масса конструкции 0,93 т[1]. На разгонном блоке установлен маршевая двигательная установка, состоящая из ЖРД многократного запуска С5.92 и топливных баков. ЖРД, работающий на НДМГ и тетраоксиде азота, имеет тягу 2 тс, удельный импульс 327 с и продолжительность работы около 880 с.

На РБ установлены также 12 однокомпонентных ЖРД малой тяги системы ориентации и обеспечения запуска МДУ, работающие на гидразине.

РБ «Фрегат», установленный на РН «Союз-2-1Б», обеспечивает выведение на геопереходную орбиту полезного груза массой 2,0 т при старте с космодрома Байконур, или 3,1 т при старте с космодрома Куру. На стационарную орбиту возможно доставить объект массой 0,55 т при старте из Байконура, 0,75 т – из Плесецка, и 1,5 т – с космодрома Куру.

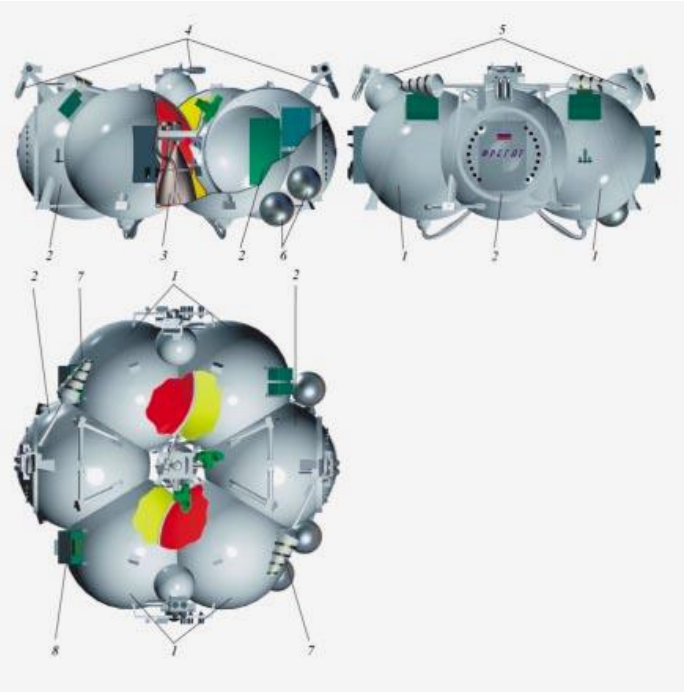


Рис. 4.53. РБ «Фрегат»

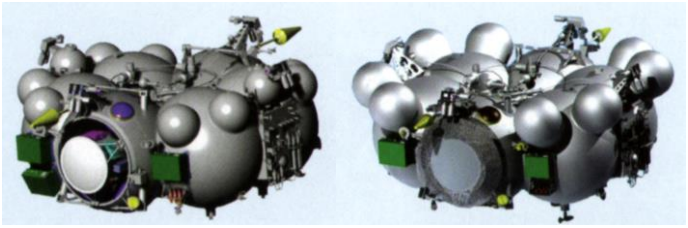


Рис. 4.54. РБ «Фрегат» с малыми и большими дополнительными топливными емкостями

Первый запуск РБ «Фрегат» состоялся 09.02.2000 года.

Разработаны два варианта РБ «Фрегат», в которых на РБ устанавливаются дополнительные топливные емкости. Вариант 1 предусматривает установку так называемых малых дополнительных емкостей, вариант 2 – установку больших дополнительных емкостей. При этом конструкция РБ и его систем практически не затрагивается, что позволяет сократить сроки и стоимость модернизации РБ.

10.4.2. «Фрегат-2»

РБ «Фрегат-2» является модификацией РБ «Фрегат» для использования с РН «Зенит-2S» и «Протон-К». Отличие заключается в установке дополнительных четырех сбрасываемых топливных баков.

[1] Масса конструкции первых экземпляров блока составляла 1,1 т. Снижение до 0,93 т достигнуто за счет внедрения различных конструкционно-технологических усовершенствований.

10.4.3. «ФРЕГАТ-СБ» И «ФРЕГАТ-СБУ»

Идея использования сбрасываемых дополнительных баков, реализованная в проекте РБ «Фрегат-2», нашла применение также и базовом варианте разгонного блока. Были разработаны две модификации блока для использования с РН «Союз-У» 11А511У, получившие названия «Фрегат-СБ» («Фрегат со Сбрасываемыми Баками») и «Фрегат-СБУ» («Фрегат со Сбрасываемыми Баками Увеличенными»). Количество топлива в модифицированных блоках увеличено, соответственно, на 3,1 т и 4,8 т.

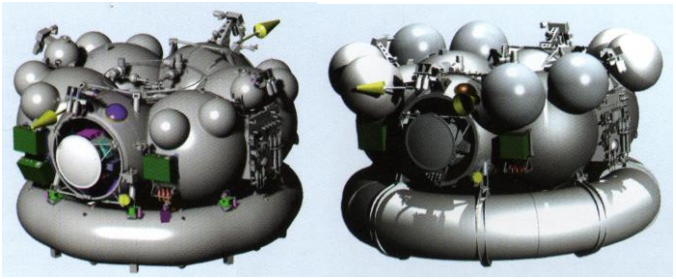


Рис. 4.55. РБ «Фрегат-СБ» и «Фрегат-СБУ»

Существует также вариант РБ «Фрегат-МТ», отличающийся от РБ «Фрегат-СБ» отсутствием торового топливного бака.

Табл. 4.41. Разгонные блоки «Фрегат»

	Базовый	Вариант 1	Вариант 2		
Название	**Фрегат**	**Фрегат**	**Фрегат**	**Фрегат-СБ**	**Фрегат-СБУ**
Дата первого старта	09.02.00				
Масса в заправленном состоянии, т					
Сухая масса, т	0,93	0,96	1,05		
Масса заправляемого топлива, т	5,25	5,9	7,1	8,35	10,05
Длина, м	1,55	1,55	1,55		
Максимальный диаметр, м	3,35	3,35	3,8		
Количество маршевых двигателей	1	1	1	1	1
Тип двигателей	С5.92	С5.92	С5.92	С5.92	С5.92
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ
Тяга 1 ЖРД в пустоте, тс	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0
Уд. импульс в пустоте, с	332,5	332,5	332,5	332,5	332,5
Время работы, с					

10.4.4. «ФЛАГМАН»

РБ «Флагман» представляет собой связку из двух разгонных блоков – ДМ и «Фрегат». Он рассчитан на применение в составе РН «Протон-М» и «Ангара» для выведения КА на геостационарные орбиты и межпланетные траектории.

РН «Протон-М» с разгонным блоком «Флагман» при старте с космодрома Байконур способна доставить на стационарную орбиту объект массой 3,65 т.

РН «Ангара-А5» с РБ «Флагман» сможет выводить на стационарную орбиту груз массой 4,5 т при старте с Байконура или 3,5 т при старте с космодрома Плесецк.

10.4.5. «ЛИФТ»

РБ «ЛиФт» (блоки «Л» и «ФрегаТ») представляет собой комбинацию топливных баков блока «Л» с двигательной установкой и системами РБ «Фрегат». РБ «ЛиФт» предназначен для использования с РН «Днепр».

10.5. «Бриз»

10.5.1. «Бриз-К»

Разгонный блок «Бриз-К» разработан в ГКНПЦ им. Хруничева для использования в составе РН «Рокот». РБ имеет маршевый двигатель многократного включения, верньерные двигатели, служащие также для осаждения топлива в баках перед запуском основного ЖРД, и 16 ЖРД системы ориентации тягой по 1,3 кгс. Все двигатели работают на единых компонентах топлива – НДМГ и тетраоксид азота.

10.5.2. «Бриз-КМ»

«Бриз-КМ» - модификация РБ «Бриз-К». За счет более плотной компоновки имеет длину на 1,8 м меньше, чем РБ «Бриз-К». Рассчитан на применение в составе РН «Рокот». Маршевая ДУ блока «Бриз-М» имеет возможность до 8 включений. Для коррекции траектории, ориентации и стабилизации блок оснащен четырьмя ЖРД 11Д458 тягой по 40 кгс и 12 ЖРД 17Д58Э тягой по 1,36 кгс.

Рис. 4.56. РБ «Бриз-КМ»
Рис. В.Мохова

10.5.3. «Бриз-М»

В 1994 году министерство обороны РФ объявило конкурс на разработку разгонного блока для РН «Протон-М», который должен был обладать лучшими характеристиками, чем блок Д. Недостатком блока Д являлось использование криогенного компонента, что ограничивало время пребывания на орбите, и малое количество перезапусков ДУ. ГКНПЦ подготовило два предложения на конкурс:

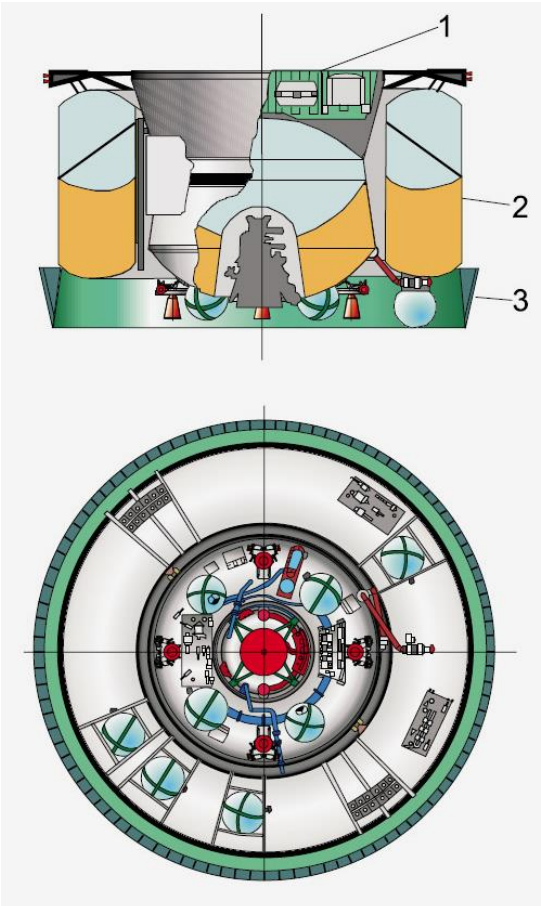
– связка из двух РБ: блок Д + «Бриз-К»;
– модифицированный РБ «Бриз-М».

В конкурсе были представлены также предложения РКК «Энергия», НПО им. Лавочкина и КБ им. Макеева. Министерство обороны выбрало РБ «Бриз-М».

Основное отличие РБ «Бриз-М» от его предшественника «Бриз-КМ» заключается в наличии сбрасываемого дополнительного топливного бака (ДТБ). В результате количество заправляемого топлива увеличилось с 4,9 т до 19,8 т.

РБ «Бриз-М» состоит из трех составных частей:

– центральный блок, включающий ДУ, основные топливные баки, аппаратуру управления и узлы крепления полезного груза;
– дополнительный топливный бак, представляющий собой тороидальную оболочку с промежуточным днищем, разделяющим топливные компоненты;
– переходник (нижняя проставка), с помощью которого РБ крепится к третьей ступени РН и к которому, в свою очередь, крепится головной обтекатель.



1 – центральный блок
2 – дополнительный топливный бак
3 – переходник

Рис. 4.57. РБ «Бриз-М»

Переходник при разделении РБ и третьей ступени РН остается присоединенным к третьей ступени. После израсходования топлива в ДТБ дополнительный бак сбрасывается.

«Бриз-М» планируется также к использованию в составе РН «Ангара А3» и «Ангара А5».

Основные характеристики РБ «Бриз-М» приведены в табл. 4.42.

Табл. 4.42. Разгонные блоки «Бриз»

Название	14С12	14С45	14С43
	Бриз-К	Бриз-КМ	Бриз-М
Дата первого старта	1990	.05.00	1999
Масса в заправленном состоянии, т	6,665	6,475	22,4
Сухая масса, т	1,7	1,6	2,6
Длина, м		2,654	2,654
Максимальный диаметр, м		2,490	4,100
Количество маршевых двигателей	1	1	1
Тип двигателей	С5.98М (14Д30)	С5.98М (14Д30)	С5.98М (14Д30)
Компоненты топлива	НДМГ + N_2O_4	НДМГ + N_2O_4	НДМГ + N_2O_4
Тяга 1 ЖРД в пустоте, тс	3,0	2,0	2,0
Уд. импульс в пустоте, с	325,5	325,5	325,5
Время работы, с	1 000		
Количество включений	до 8	до 8	до 8
Время автономного полета, ч	до 7	до 7	до 24

10.6. «АДУ-600»

Разгонный блок разработки ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева». Предназначался изначально для использования на МБР в качестве блока разведения головных частей на индивидуальные траектории. В качестве РБ предложен в 2001 году для использования в составе РН «Циклон-2К» (ГКБ «Южное»).

РБ «АДУ-600» поставляется в виде ампулизированной конструкции с заправленными компонентами топлива (тетраоксид азота и НДМГ). Двигательная установка РБ состоит из 20 ЖРД малой тяги многократного запуска, с вытеснительной подачей топлива.

РБ обеспечивает высокоточное выведение нескольких полезных нагрузок на заданные орбиты.

Рис. 4.58. РБ «АДУ-600»

10.7. Унифицированные кислородно-водородные разгонные блоки

В декабре 1984 года было подписано Постановление правительства СССР, которым КБ «Салют» (Генеральный директор Полухин Д.А.) поручалась разработка ряда унифицированных кислородно-водородных блоков для существующих и перспективных РН. В этот ряд входили:

– РБ «Шторм» – для РН 8К82К «Протон»;
– РБ «Вихрь» - для РН 11К37 и РЛА-125 «Гроза»;
– РБ «Смерч» - для РН «Буран-Т»;
– РБ «Везувий» - для РН «Вулкан».

Все РБ должны были использовать ЖРД 11Д56У.

10.7.1. «Шторм»

РБ 11С41 «Шторм» разрабатывался с 1985 года в КБ «Салют» для использования с РН 8К82К «Протон». Двигательная установка для РБ разрабатывалась КБ Химического машиностроения (КБХМ). В связи с ограничениями на габариты РБ по условиям использования в составе РН «Протон», на РБ «Шторм» устанавливался ЖРД 11Д56УА с укороченным соплом, утопленный внутрь кислородного бака. ЖРД имел тягу 7,1 тс и удельный импульс 447 сек.

РБ «Шторм», установленный на РН 8К82К «Протон» должен был обеспечивать выведение на геостационарную орбиту полезного груза массой 3,7 т.

В начале 1990-х работы по РБ «Шторм» были прекращены. Позднее наработки по этому РБ были использованы в разработке блока КВРБ.

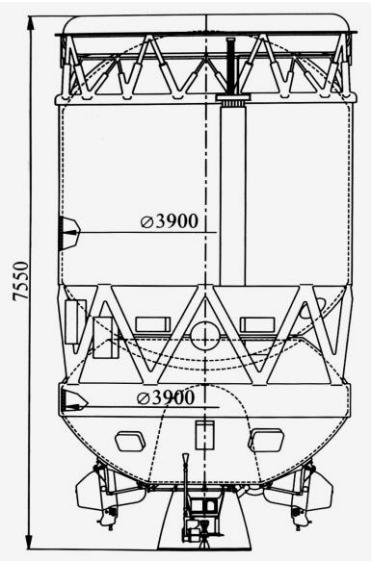


Рис. 4.59. РБ «Шторм»

10.7.2. «Вихрь»

Разгонный блок «Вихрь» планировалось использовать с РН 11К37 и РН РЛА-125 «Гроза». РБ должен был иметь диаметр 5,5 м и длину 9 м. На РБ должен был устанавливаться кислородно-водородный ЖРД 11Д56У.

Разработка блока была прекращена после выпуска в 1988 году эскизного проекта.

10.7.3. «Смерч»

Первоначально разработкой проекта РБ 11С40 «Смерч» занималось КБ «Салют», а изготовление предполагалось поручить Красноярскому машиностроительному заводу.

РБ «Смерч» должен был использоваться в составе РН 14А10 «Буран-Т».

В 1988 году в связи с загруженностью КБ «Салют» работами по разгонному блоку «Шторм» было принято решение передать разработку РБ «Смерч» в НПО «Энергия», а изготовление блока производить на Куйбышевском заводе «Прогресс».

По проекту НПО «Энергия», на блоке «Смерч» устанавливался кислородно-водородный ЖРД РО-95, имевший тягу 10 тс и удельный импульс 475 с. ЖРД РО-95 был разработан в КБ Химавтоматики (бывшее ОКБ-154), возглавляемом Главным конструктором Конопатовым А.Д.

Диаметр РБ – 5,5 м, длина – 16 м. Масса заправляемых компонентов топлива – 70 т.

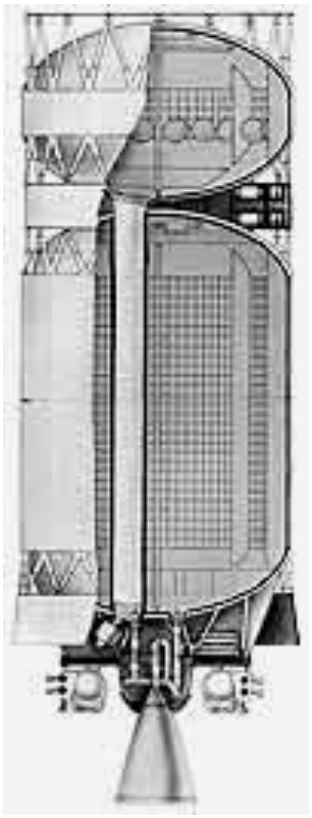


Рис. 4.60. РБ «Смерч»

10.7.4. «Везувий»

Разгонный блок «Везувий» предназначался для установки на РН «Вулкан». «Везувий» являлся самым тяжелым в ряду кислородно-водородных РБ, создаваемых по Постановлению правительства СССР от декабря 1984 г. Аналогично блоку «Смерч», разработка РБ «Везувий» в 1988 году была перепоручена НПО «Энергия».

Первоначально на блоке «Везувий» планировали устанавливать шесть ЖРД РО-95, которые позже были заменены одним ЖРД 11Д57М.

Диаметр РБ – 6,7 м, длина – 16,5 м. Масса заправленного блока – 142 т, в т.ч. 127 тонн компонентов топлива – жидких кислорода и водорода. Тяга ЖРД 11Д57М – 42 тс, удельный импульс – 460 с.

РН «Вулкан» с разгонным блоком «Везувий» по раннему проекту должна была обеспечивать доставку на геостационарную орбиту груза массой 36 т, выводить на траекторию полета к Луне – до 43 т, на траекторию полета к Марсу – до 52 т.

Последующая проработка проекта несколько снизила заявленные величины полезного груза: на ГСО – 28 т, к Луне – 32 т.

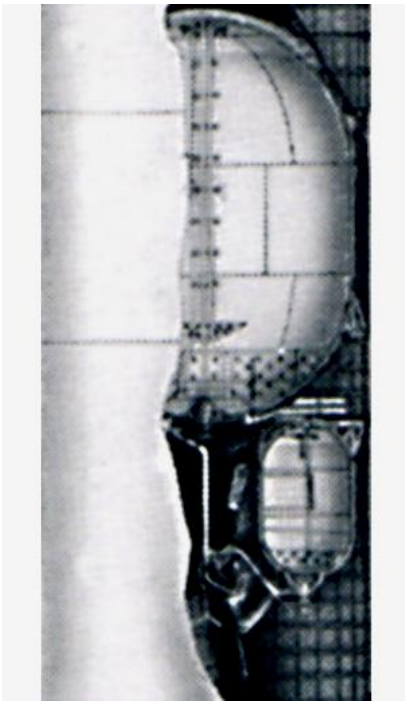


Рис. 4.61. РБ «Везувий» в составе РН «Вулкан»

10.8. 204ГК

Проект разгонного блока 204ГК был разработан в НПО «Энергия» в 1990 году. РБ должен был использоваться совместно с РН «Энергия», обеспечивая выведение на геостационарную орбиту полезного груза массой 13-18 т.

РБ 204ГК представлял собой двухступенчатый кислородно-керосиновый разгонный блок, ступени которого максимально унифицированы. В ступенях РБ максимально использовались компоновочные схемы разгонного блока Д 11С861, включая двигательную установку с маршевым двигателем 11Д58М. Количество заправляемых компонентов топлива – по 37 т в каждой ступени.

РБ был ориентирован на глубокое интегрирование с системами КА, являющегося полезным грузом, поэтому задачи ориентации, управления, электроснабжения, передачи телеметрической информации и приема командной информации решались аппаратурой КА.

На разгонный блок 204ГК был выпущен эскизный проект, однако после этого все работы были прекращены в связи с отсутствием финансирования.

10.9. Н14Б

В 1992 году в НПО «Энергия» был разработан эскизный проект разгонного блока Н14Б. Блок планировалось использовать в составе РН «Энергия-М» для выведения полезного груза массой 4,5 т с опорных орбит на круговые высокоэнергетические орбиты, вплоть до геостационарных, а также на отлетные траектории к Луне и планетам Солнечной системы.

Разгонный блок Н14Б разрабатывался на базе второй ступени РБ 204ГК. Блок дополнительно оснащался аппаратурой ориентации и навигации, управления системами и агрегатами РБ, а также системой сбора и передачи телеметрической информации.

На разгонный блок Н14Б была выпущена конструкторская документация, а на заводе им. Хруничева было начато изготовление материальной части для конструкторского макетирования, однако работы были прекращены из-за отсутствия финансирования.

10.10. «Ястреб»

Кислородно-водородный разгонный блок «Ястреб» проектировался в НПО «Энергия в 1992-1994 годах. Планировалось использование РБ с ракетами-носителями «Зенит», «Протон» и «Ангара», а также, возможно, с РН «Энергия-М».

Проектным заданием на РБ «Ястреб» предусматривалось выведение полезного груза 4,7 т на геостационарную орбиту с использованием РН «Ангара» с космодрома Плесецк.

На РБ планировалось установить ЖРД РО-97 с удельным импульсом 475 с.

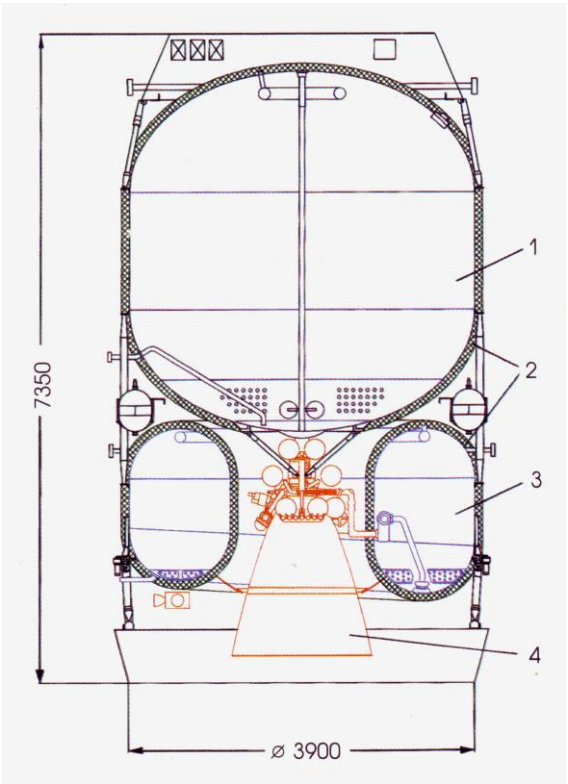
10.11. «Прорыв»

В 1992-1993 годах в НПО «Энергия» была начата разработка универсального малоразмерного РБ «Прорыв», использующего экологически чистые компоненты – жидкий кислород и керосин, и модифицированный ЖРД 11Д58МФ. РБ должен был исполнять функции как разгонного блока, так и блока довыведения, обладая возможностями многократного запуска ДУ.

Планировалось, что РБ «Прорыв» сможет использоваться как с существующими, так и с вновь создаваемыми РН среднего и тяжелого класса – «Зенит», «Протон-М», «Энергия-М» и «Ангара».

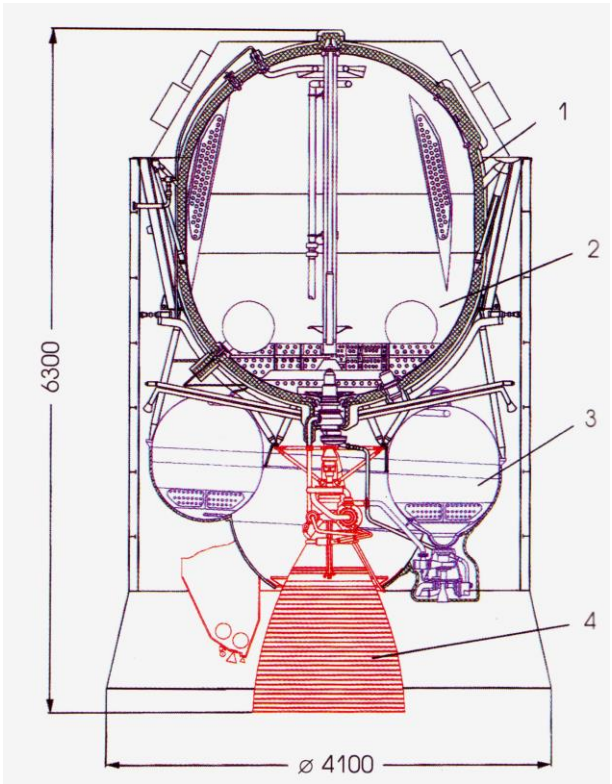
Работы по проекту РБ «Прорыв» были прекращены в 1993 году, так как было принято решение о создании легкого разгонного блока ЛМ для РН класса «Союз» на основе ЖРД 11Д58МФ.

В дальнейшем предлагалось разработать модификации РБ ЛМ1, ЛМ2, ЛМ3.



1 – бак горючего
2 – теплоизоляция
3 – бак окислителя
4 – ЖРД РО-97

Рис. 4.62. РБ «Ястреб»



1 – бак окислителя
2 – теплоизоляция
3 – бак горючего
4 – ЖРД 11Д58МФ

Рис. 4.63. РБ «Прорыв»

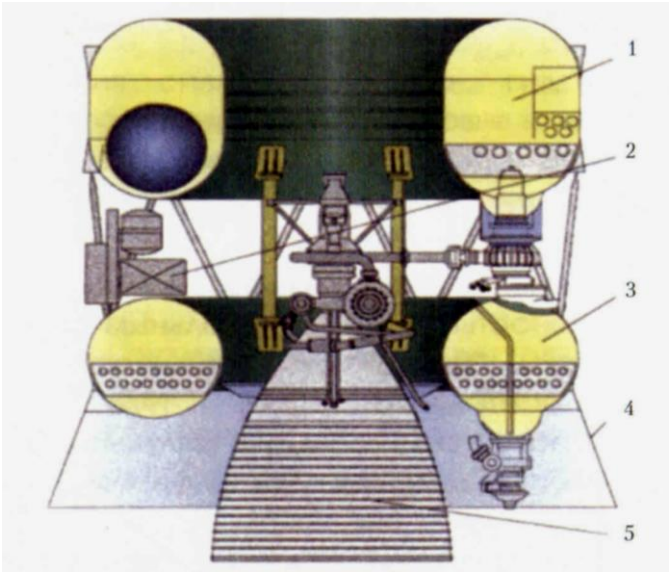
10.12. Блоки ЛМ и АБ

Разгонный блок ЛМ спроектирован РКК «Энергия» в конце 1990-х годов на базе блока Л – четвертой ступени РН «Молния» 8К78. Предназначен для использования вместе с апогейным блоком АБ на РН «Союз» для доставки полезных грузов на ГСО. В проекте предусматривалось использовать ЖРД 11Д58М с последующим переходом на ЖРД РД-161.

Система запуска ЖРД обеспечивала включение маршевого двигателя в полете до 7 раз. Компоненты топлива – кислород и керосин.

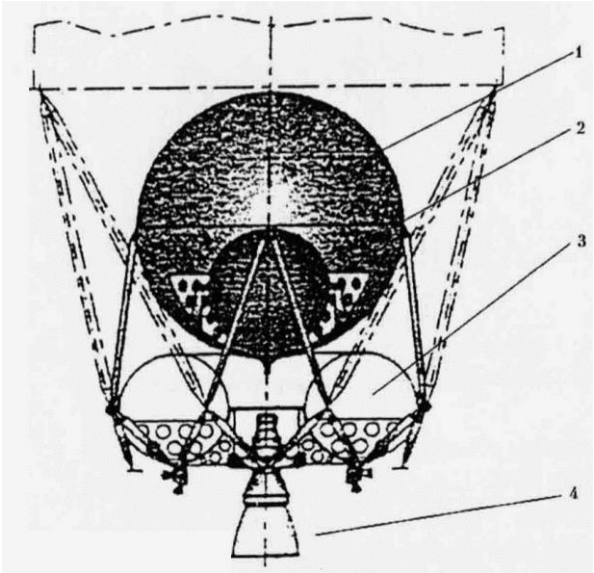
Апогейный блок АБ также должен был работать на жидком кислороде и керосине. ЖРД блока, который планировалось создать на базе ЖРД С5.80 (17Д61), должен был иметь тягу 300 кгс. Масса топливных компонентов – 800 кг.

Комплекс разгонных блоков ЛМ и АБ должен был обеспечивать доставку связных спутников «Ямал» на геостационарную орбиту. Схема выведения следующая: блок ЛМ выводит спутник с блоком АБ на траекторию, переходную к ГСО, и отбрасывается. В апогее включается блок АБ, который разгоняет спутник до необходимой скорости, и также отбрасывается, при этом принимаются меры для его торможения и перехода на траекторию постепенного входа в атмосферу Земли.



1 – бак окислителя
2 – бортовая аппаратура
3 – бак горючего
4 – опорный отсек
5 – маршевый ЖРД

Рис. 4.64. РБ ЛМ



1 – бак окислителя
2 –баллон с гелием
3 – бак горючего
4 – маршевый ЖРД

Рис. 4.65. РБ АБ

10.13. 12КРБ

В 1991 году было подписано Соглашение «Главкосмоса» с ISRO (Индия) о разработке в КБ «Салют» и изготовлении в ГКНПЦ им. М.В.Хруничева разгонного блока на криогенных компонентах для новой индийской ракеты-носителя GSLV. Согласно Соглашению, российская сторона должна была изготовить два экземпляра разгонного блока и передать полный комплект конструкторской и технологической документации. Для реализации Соглашения в КБ «Салют» были развернуты работы по теме КВРБ (кислородно-водородный разгонный блок). Основой для разработки криогенного разгонного блока послужили материалы проекта РБ «Шторм». Однако, под давлением США, которые видели в этом Соглашении передачу технологий военного назначения, работы по кислородно-водородному разгонному блоку были практически остановлены.

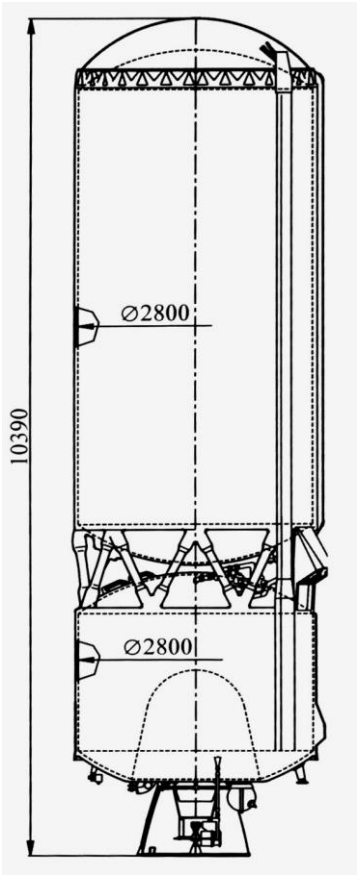


Рис. 4.66. РБ 12КРБ

В декабре 1993 года было подписано новое Соглашение, которое отменяло передачу конструкторско-технологической документации, но предусматривало поставку семи вместо двух летных экземпляров разгонного блока и двух макетов для отработки технологии заправки. В сентябре 1998 года первый летный образец разгонного блока, получивший обозначение 12КРБ (в английском варианте – 12CS), был передан Индии. Первый полет блока 12КРБ в составе индийской РН GSLV Mk.I состоялся в 2001 году.

Разгонный блок 12КРБ имеет стартовую массу 12 т. Блок оснащен кислородно-водородным двигателем КВД-1М, являющимся модификацией двигателя 11Д56, разработанного в КБ Химмаш им. А.М. Исаева еще в 1960-х годах по программе Н-1. Тяга КВД-1М составляет 7,5 тс.

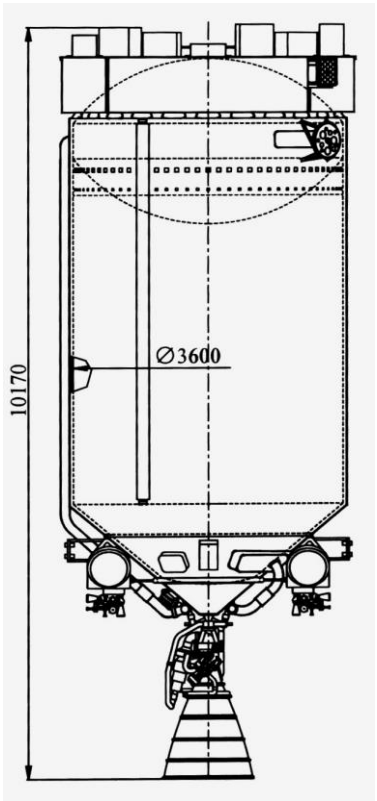


Рис. 4.67. РБ КВРБ

Существовал проект модернизации блока 12КРБМ[1], которым предусматривалось увеличение количества заправляемых компонентов, а также установка модифицированного ЖРД с увеличенной тягой.

10.14. Кислородно-водородный разгонный блок КВРБ

КБ «Салют», используя опыт по разработке РБ на криогенных компонентах для Индии, продолжило работы по созданию отечественного кислородно-водородного разгонного блока. Проект КВРБ в дальнейшем послужил основой для разработки семейства разгонных блоков для РН «Ангара».

10.15. РБ для РН «Ангара»

Центром им. Хруничева для использования в составе РН «Ангара» разрабатывалось семейство кислородно-водородных разгонных блоков. В семейство входили такие РБ, как КВСК (кислородно-водородный среднего класса), КВТК (кислородно-водородный тяжелого класса) и КВТК-А7 (КВТК для РН «Ангара-А7»).

[1] Название условное.

Позднее в разработку были включены более тяжелые варианты РБ, предназначенные для использования с РН «Ангара» в запусках с космодрома Восточный.

Ниже приведены основные технические характеристики перечисленных РБ.

Табл. 4.43. Кислородно-водородные разгонные блоки

Название	12КРБ	12КРБМ	КВСК	КВТК	КВТК-А7	КВТК2-А7В	КВТК2Б-А7В
Дата первого старта	18.04.01			2015			
Ракета-носитель	GSLV		Ангара А3	Ангара А5	Ангара А7	Ангара А7В	Ангара А7В
Космодром	Шрихарикота-Шар		Плесецк			Восточный	
Масса полезного груза,т: на ГСО на ГПО к Луне			2,0 3,6	4,5 7,5	7,2 12,5 14,3	11,4 19,0 20,0	на орбите ИСЛ – 19,0
Масса заправленного РБ, т	15,1	17,9	13,84	23,53	31,25	43,31	48,56
Масса заправляемого топлива, т	12,6	15,2	10,76	19,6	26,5	36,75	40,5
Длина, м	9,1		8,6	10,7	11,0	12,8	14,2
Максимальный диаметр, м	2,8	2,8	4,1	4,1	5,0	5,0	5,0
Тип двигателя	КВД-1М		РД0146Д				
Компоненты топлива	O_2+H_2		O_2+H_2				
Тяга в пустоте, тс	7,5	9,5	7,5				
Уд. импульс в пустоте, с	454	458	470				
Количество включений в полете	2	1	до 5				
Время автономного полета, сут			до 9				
Время работы, с							

a) b) c) d) e)

a – КВСК
b – КВТК (базовый)
c – КВТК-А7
d – КВТК2-А7В
e – КВТК2Б-А7В

Рис. 4.68. Кислородно-водородные блоки для РН «Ангара»

10.16. «Волга»

Разгонный блок 14С46 «Волга», называемый также блоком выведения (БВ), предназначался для использования на РН серии «Союз-2» в качестве верхней ступени и применялся для точного выведения небольших полезных грузов (массой до 1,4-1,7 т) на орбиты высотой 850-1 500 км.

БВ «Волга» разработан Центром «ЦСКБ-Прогресс».

10.17. «Икар»

Проект блока довыведения разработки Центра «ЦСКБ-Прогресс». БВ «Икар» предназначался для выведения полезного груза массой до 2,2 т с опорной орбиты 240х920 км, 51,7 град. на круговую орбиту высотой 920 км.

Возможность выполнения до 50 включений и длительное время существования БВ «Икар» в космосе позволяло решать с его помощью задачи выведения одной ракетой-носителем нескольких спутников на различающиеся орбиты с высокой точностью.

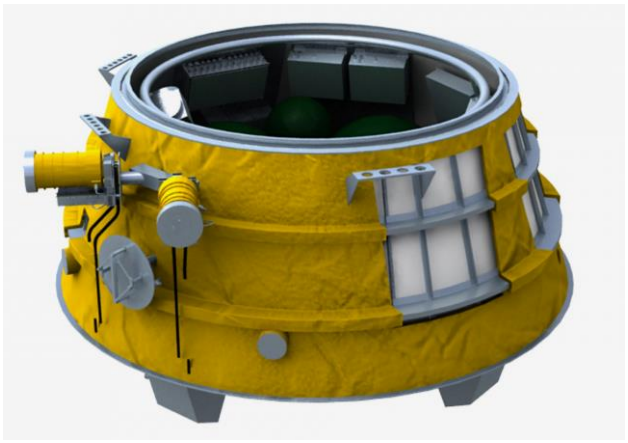


Рис. 4.69. Блок выведения «Волга»

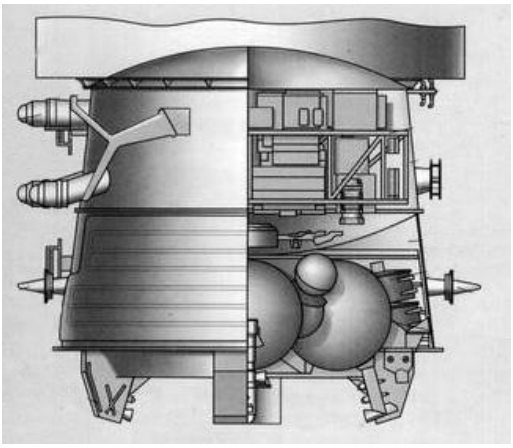


Рис. 4.70. Блок выведения «Икар»

10.18. «Курьер»

БВ «Курьер» предназначен для точного выведения на околоземные орбиты небольших объектов, запускаемых с помощью РН «Днепр». Схема и габаритные размеры БВ «Курьер» приведены на рис. 4.71.

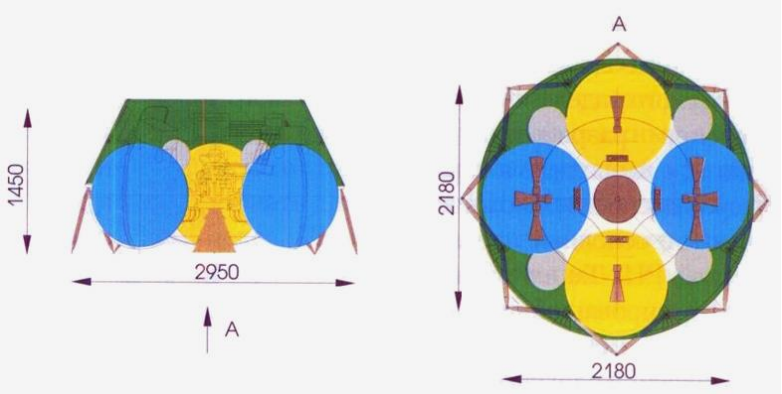


Рис. 4.71. Блок выведения «Курьер»

Табл. 4.44. Блоки довыведения

Название	Курьер	Икар	Волга
			14С46
Дата первого старта		1999	2013
Ракета-носитель	Днепр	Союз	Союз-2
Масса конструкции, т	0,98		0,89
Масса топлива, т	1,8	0,9	0,3-0,9
Полная масса, т	2,82	3,21	1,19-1,79
Максимальный диаметр, м	2,95	2,72	3,1
Длина, м	1,45	2,59	1,03
Тип двигателя		17Д61	17Д64
Компоненты топлива	АТИН[1]+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ
Тяга двигателя, тс	0,6	0,3	0,3
Удельный импульс, с	304	307	307
Количество включений	> 10	до 50	
Время активного пребывания на орбите, ч		30	

10.19. Проекты РБ для перспективных РН

При проектировании тяжелых РН для полетов к Луне соответствующее внимание уделяется и созданию разгонных блоков, как составных частей лунного комплекса. Так, РКК «Энергия» в начале 2019 года предложила для Лунной программы[2] проекты межорбитального буксира МОБ-КВТК и разгонного блока МОБ-ДМ.

МОБ-КВТК предназначен для перевода транспортного КК или лунного взлетно-посадочного корабля с орбиты ИСЗ на траекторию полета к Луне.

Блок МОБ-ДМ выполняет торможение при подлете к Луне для перехода на окололунную орбиту.

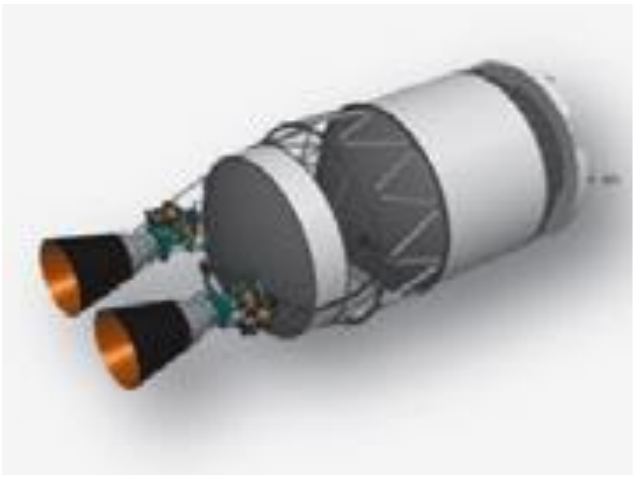


Рис. 4.72. Межорбитальный буксир МОБ-КВТК

Рис. 4.73. Разгонный блок МОБ-ДМ

[1] Азотный тетраоксид ингибированный

[2] Часть 1, п. 9.1.

Приложение 1

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И АББРЕВИАТУР

АБ	-	антенный блок
АБО	-	агрегатно-бытовой отсек
АДМ	-	агрегатно-двигательный модуль
АДУ	-	аварийная двигательная установка
АКА	-	автоматический космический аппарат
АКС	-	авиационно-космическая система
АКЦ	-	астро-космический центр
АМС	-	автоматическая межпланетная станция
АО	-	агрегатный отсек
АПАС	-	андрогинный периферийный агрегат стыковки
АС	-	американский сегмент (МКС)
АШО	-	антенно-шлюзовой отсек
АЭС	-	атомная электростанция
БВ	-	блок выведения
БДАС	-	блок довыведения и аварийного спасения
БМ	-	базовый модуль
БНА	-	блок научной аппаратуры
БОС	-	боевая орбитальная станция
БСС	-	блок служебных систем
БЦВМ	-	бортовая цифровая вычислительная машина
ВА	-	возвращаемый аппарат
ВБ	-	возвращаемый блок
ВБК	-	возвращаемая баллистическая капсула
ВВС	-	военно-воздушные силы
ВДУ	-	выносная двигательная установка
ВИ	-	военно-исследовательский
ВК	-	взлетная кабина
ВКА	-	воздушно-космический аппарат
ВКД	-	вне-кабинная деятельность
ВКК	-	воздушно-космический корабль
ВКНЦ	-	всесоюзный кардиологический научный центр
ВКС	-	воздушно-космический самолет
ВМ	-	взлетный модуль
ВМК	-	возвращаемая маневрирующая капсула
ВОС	-	воздушно-орбитальная система
ВПБ	-	взлетно-посадочный блок
ВПК	-	военно-промышленный комплекс
ВПК	-	комиссия СМ СССР по военно-промышленным вопросам
ВПК	-	взлетно-посадочный корабль
ВПП	-	взлетно-посадочная полоса
ВРД	-	воздушно-реактивный двигатель
ВШКС	-	высокоширотная космическая станция
ВШОС	-	высокоширотная орбитальная станция
ГА	-	герметичный адаптер
ГВК	-	грузовозвращаемый корабль
ГДР	-	Германская Демократическая Республика
ГЗУ	-	грунтозаборное устройство
ГКМ	-	грузовой корабль-модуль
ГКНПЦ	-	государственный космический научно-производственный центр
ГНПРКЦ	-	государственный научно-производственный ракетно-космический центр
ГПВРД	-	гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ГПК	-	грузовой посадочный корабль

ГПЛК	-	грузовой посадочный лунный корабль
ГРЦ	-	государственный ракетный центр
ГСО	-	геостационарная орбита
ГСР	-	гиперзвуковой самолет-разгонщик
ГТА-С	-	грузовой транспортный аппарат снабжения
ГТК	-	грузовой транспортный корабль
ДЗЗ	-	дистанционное зондирование Земли
ДКС	-	двигатель коррекции и сближения
ДО	-	двигательный отсек
ДОК	-	Двигательный отсек системы "Контакт"
ДОМ	-	дополнительный орбитальный модуль
ДОС	-	долговременная орбитальная станция
ДПО	-	двигатель причаливания и ориентации
ДПС	-	двигатель причаливания и стабилизации
ДТРДФ	-	двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой
ДТС	-	двигатель точной стабилизации
ДУ	-	двигательная установка
ДУ ПОС	-	двигатель управления причаливанием, ориентации и стабилизации
ЖО	-	жилой отсек
ЖРД	-	жидкостно-реактивный двигатель
ЗАО	-	закрытое акционерное общество
ЗЭМ	-	завод экспериментального машиностроения
ИМ	-	исследовательский модуль
ИМБП	-	институт медико-биологических проблем
ИПРЗ	-	исследование природных ресурсов Земли
ИСВ	-	искусственный спутник Венеры
ИСЗ	-	искусственный спутник Земли
ИСЛ	-	искусственный спутник Луны
ИСМ	-	искусственный спутник Марса
КА	-	космический аппарат
КБ	-	конструкторское бюро
КВЗ	-	корабль возвращения на Землю
КДУ	-	корректировочная двигательная установка
КК	-	космический корабль
КО	-	командный отсек
КПСС	-	Коммунистическая партия Советского Союза
КРТ	-	космический радиотелескоп
КСИ	-	капсула специальной информации
КТДУ	-	корректировочно-тормозная двигательная установка
КТМ	-	корректирующе-тормозной модуль
ЛВИ	-	летно-весовое изделие
ЛИИ	-	летно-испытательный институт
ЛК	-	лунный корабль
ЛКИ	-	летно-конструкторские испытания
ЛКС	-	легкий космический самолет
ЛО	-	лабораторный отсек
ЛОК	-	лунный орбитальный корабль
ЛОС	-	лунная орбитальная станция
ЛПК	-	лунный посадочный корабль
ЛПТК	-	лунный пилотируемый транспортный корабль
МАКОС	-	многоразовая автоматическая космическая орбитальная система
МАКС	-	многоразовая авиационно-космическая система
МАП	-	министерство авиационной промышленности
МБР	-	межконтинентальная баллистическая ракета
МВК	-	межведомственная комиссия
МВКС	-	многоразовый воздушно-космический самолет
МДУ	-	многофункциональная двигательная установка

МЖО	-	модуль жизнеобеспечения
МИМ	-	малый исследовательский модуль
МК	-	модуль кабины
МКБС	-	многоцелевая космическая база-станция
МКК	-	многоразовый космический корабль
МКР	-	многоразовый космический ракетоплан
МКС	-	международная космическая станция
МКС	-	многоразовая космическая система
МЛМ	-	многоцелевой лабораторный модуль
ММЗ	-	московский машиностроительный завод
ММКК	-	многоразовый многоцелевой космический комплекс
МОК	-	межпланетный орбитальный корабль
МОК	-	многоцелевой орбитальный комплекс
МОК	-	марсианский орбитальный корабль
МОМ	-	министерство общего машиностроения
МОС	-	международная окололунная станция
МПК	-	марсианский пилотируемый корабль
МПК	-	марсианский посадочный корабль
МПКК	-	марсианский пилотируемый космический комплекс
МПХД	-	магнито-плазменно-химический двигатель
МСС	-	модуль стыковочно-складской
МТК-ВП	-	многоразовый транспортный корабль вертикальной посадки
МТКК	-	многоразовый транспортный космический комплекс
МТКС	-	многоразовая транспортная космическая система
МФМ	-	многофункциональный модуль
МЦМ	-	многоцелевой модуль
МЭК	-	межпланетный экспедиционный комплекс
МЭК	-	марсианский экспедиционный корабль
НДМГ	-	несимметричный диметилгидразин
НИИ	-	научно-исследовательский институт
НЛМ	-	научно-лабораторный модуль
НМ	-	научный модуль
НПГ	-	неотделяемый полезный груз
НПО	-	научно-производственное объединение
НПО Маш	-	научно-производственное объединение машиностроения
НЭМ	-	научно-энергетический модуль
НЭП	-	научно-энергетическая платформа
ОДУ	-	объединенная двигательная установка
ОИС	-	орбитальная исследовательская станция
ОК	-	орбитальный корабль
ОКА	-	отделяемый космический аппарат
ОКБ	-	опытное контрукторское бюро
ОКП	-	общекосмическая подготовка
ОКС	-	орбитальная космическая станция
ОМ	-	орбитальный модуль
ОМА	-	орбитальный малый аппарат
ОПС	-	орбитальная пилотируемая станция
ОПСЭК	-	орбитальный пилотируемый сборочный экспериментальный комплекс
ОРБ	-	орбитальный ракетный блок
ОС	-	орбитальная станция
ОС	-	орбитальный самолет
ОСЭЦ	-	орбитальный сборочно-эксплуатационный центр
ОЭ	-	отсек экипажа
ПАБ	-	приборно-агрегатный блок
ПАО	-	приборно-агрегатный отсек
ПВЛК	-	посадочно-взлетный лунный корабль
ПВРД	-	прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ПГО	-	приборно-герметичный отсек
ПИК	-	планетный исследовательский комплекс
ПКА	-	планирующий космический аппарат
ПМ	-	пилотируемый модуль
ПО	-	приборный отсек
ПО	-	переходный отсек
ПОС	-	перспективная орбитальная станция
ППК	-	пилотируемый перехватывающий корабль
ППК	-	перспективный пилотируемый корабль
ППТС	-	перспективная пилотируемая транспортная система
ПрК	-	промежуточная камера
ПТК	-	пилотируемый транспортный корабль
ПТК НП	-	пилотируемый транспортный корабль нового поколения
ПТО	-	подвесной топливный отсек
ПхО	-	переходный отсек
РАН	-	российская академия наук
РБ	-	разгонный блок
РВК	-	разгонный возвращаемый корабль
РГНИИ	-	Российский государственный научно-исследовательский испытательный
РДТТ	-	ракеттный двигатель твердого топлива
РКА	-	Российское космическое агентство
РКК	-	ракетно-космическая корпорация
РЛА	-	ракетный летательный аппарат
РН	-	ракета-носитель
РО	-	рабочий отсек
РОС	-	радиотехническая орбитальная станция
РОС	-	российская орбитальная станция
РРБ	-	разгонный ракетный блок
РРК	-	ракетный разгонный комплекс
РС МКС	-	российский сегмент МКС
РСУ	-	реактивная система управления
СА	-	спускаемый аппарат
САО	-	служебно-агрегатный отсек
САС	-	система аварийного спасения
СБ	-	солнечная батарея
СЖО	-	система жизнеобеспечения
СКБ	-	специализированное конструкторское бюро
СЛК	-	свободно летающий корабль
СМ	-	служебный модуль
СМ СССР	-	Совет Министров СССР
СО	-	стыковочный отсек
СОИ	-	стратегическая оборонная инициатива
СОТР	-	система обеспечения теплового режима
СПГ	-	сжиженный природный газ
СПК	-	средство передвижения космонавта
СпМ	-	спасательный модуль
ССМ	-	стыковочно-складской модуль
СССР	-	Союз Советских Социалистических Республик
СТМКЭ	-	сборный тяжелый межпланетный корабль с электрореактивной ДУ
СТР	-	система терморегулирования
США	-	Соединенные Штаты Америки
ТАКС	-	туристическая авиационно-космическая система
ТБ	-	тормозной блок
ТГКМ	-	транспортный грузовой корабль-модуль
ТДУ	-	тормозная двигательная установка
ТИА	-	транспортный исследовательский аппарат
ТК	-	транспортный корабль

ТКГ	-	транспортный корабль грузовой
ТКГ ПГ	-	транспортный корабль грузовой повышенной грузоподъемности
ТКК	-	транспортный космический корабль
ТКМ	-	транспортный корабль-модуль
ТКС	-	транспортный корабль снабжения
ТМ	-	трансформируемый модуль
ТМК	-	тяжелый межпланетный корабль
ТНА	-	турбонасосный агрегат
ТОС	-	тяжелая орбитальная станция
ТПКА	-	транспортный пилотируемый космический аппарат
ТРД	-	турбо-реактивный двигатель
ТТО	-	транспортно-техническое обеспечение
УКП	-	унифицированная космическая платформа
УМ	-	узловой модуль
УМБ	-	универсальный модуль базовый
УММ	-	узловой модернизированный модуль
УР	-	управляемая ракета
УРМ	-	универсальный ракетный модуль
УСМ	-	универсальный стыковочный модуль
УФМ	-	универсальный функциональный модуль
ФГБ	-	функционально-грузовой блок
ФГБУ	-	Федеральное государственное бюджетное учреждение
ФГУП	-	федеральное государственное унитарное предприятие
ФКА	-	федеральное космическое агентство
ФКП	-	Федеральная космическая программа
ФСБ	-	функциональный служебный блок
ФСМ	-	функциональный служебный модуль
ФТУ	-	фото-телевизионное устройство
ЦАГИ	-	центральный аэрогидродинамический институт
ЦВНИАГ	-	центральный военный научно-исследовательский авиационный госпиталь
ЦИАМ	-	центральный институт авиационного моторостроения
ЦК КПСС	-	Центральный комитет Коммунистической партии Советского Союза
ЦКБМ	-	центральное конструкторское бюро машиностроения
ЦКБЭМ	-	центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения
ЦМ	-	целевой модуль
ЦНИИ	-	центральный научно-исследовательский институт
ЦНИИМаш	-	центральный научно-исследовательский институт машиностроения
ЦО	-	целевой отсек
ЦПК	-	центр подготовки космонавтов
ЦСКБ	-	центральное специализированное конструкторское бюро
ШК	-	шлюзовая камера
ШКК	-	шлюзовая камера-кабина
ШМ	-	шлюзовой модуль
ШПВРД	-	широкодиапазонный прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ЭМЗ	-	экспериментальный машиностроительный завод
ЭО	-	энергетический отсек
ЭО	-	экспедиция основная
ЭП	-	экспедиция посещения
ЭПОС	-	экспериментальный пилотируемый орбитальный самолет
ЭРДУ	-	электрореактивная двигательная установка
ЯРД	-	ядерный ракетный двигатель
ЯЭРДУ	-	ядерная электрореактивная двигательная установка

Приложение 2

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

Советская и российская литература

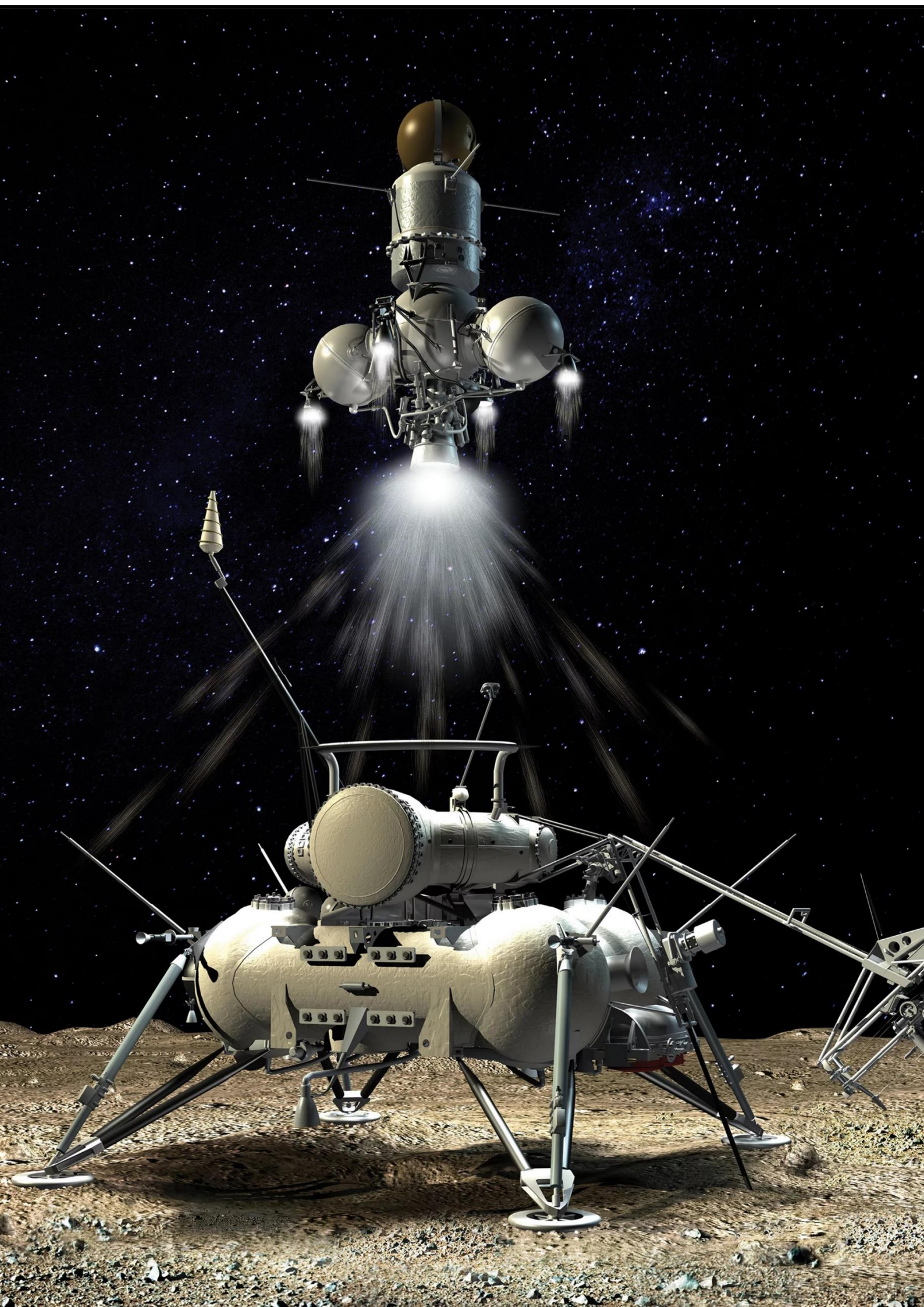
1. Ануреев И.И. **Ракеты многократного использования.** – М.: Воениздат, 1975.
2. Афанасьев И.Б. **Неизвестные корабли.** М.: Знание, 1991.
3. Бугров В.Е. **Марсианский проект С.П.Королева.** 2-е изд., пересмотр. и доп. – М.: Фонд «Русские Витязи», 2009.
4. Галимов Э.М. **Замыслы и просчеты.** – М.: Едиториал УРСС, 2010.
5. Гапонов В.А., Железняков А.Б. **Станция «Мир»: от триумфа до … .** – С.-П.: Система, 2006.
6. Губанов Б.И. **Триумф и трагедия "Энергии". Размышления Главного конструктора.** Кн. 1-4. – Н. Новгород.: Изд-во НИЭР, 1998-2000.
7. Железняков А.Б. **Первые пилотируемые корабли «Восток» и «Восход». –** М.: Эксмо, 2016.
8. **Инженерный справочник по космической технике.** Под ред. А.В.Солодова. – М.: Воениздат, 1969.
9. Каманин Н.П. **Скрытый космос.** Кн. 1-4. – М., 1995-2001.
10. **Конструкторское бюро «Южное». Люди и ракеты.** Под ред. А.В.Дегтярева. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», 2014.
11. **Космонавтика. Маленькая энциклопедия.** Под ред. В.П.Глушко. 2-е изд. – М.: Советская энциклопедия, 1970.
12. **Космонавтика. Энциклопедия.** Под ред. В.П.Глушко. – М.: Советская энциклопедия, 1985.
13. Лантратов К. **«Звездные войны», которых не было.** 2005.
14. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. **Космические крылья.** – М.: ЛенТа Странствий, 2009.
15. Лозино-Лозинский Г.Е., Братухин А.Г. и др. **Авиационно-космические системы.** – М: Изд-во МАИ, 1997.
16. **«Марс-94». Экспедиция автоматического аппарата к Марсу. Краткое описание. –** М.: ИКИ АН СССР, 1991.
17. **Мировая пилотируемая космонавтика. История, техника, люди.** Под ред. Ю.М.Батурина. – М.: РТСофт, 2005.
18. Мишин В.П. **Дневники. Записи и воспоминания (1960-1974).** Т. 1-3. – Воронеж: Кварта, 2014.
19. Мишин В.П. **Почему мы не слетали на Луну?** – М.: Знание, 1990.
20. **Новости космонавтики**, ежемесячный журнал. – М.: Новости космонавтики. 1991-2018.
21. **НПО им. С.А.Лавочкина: На земле, в небе и в космосе.** Изд. 2-е. – М.: БЛОК-Информ-Экспресс, 2002.
22. **Орбитальный комплекс «Мир».** Альбом. – М.: Росавиакосмос, 2001.
23. **Первый пилотируемый полет.** Кн. 1-2. – М.: Родина МЕДИА, 2011.
24. **Пилотируемая экспедиция на Марс.** Под ред. Коротеева А.С. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э.Циолковского, 2006.
25. **Программа исследования Луны робототехническими комплексами.** – М.: НПО им. С.А.Лавочкина, 2006.

26. **Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное».** Под ред. Конюхова С.Н. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», 2000.
27. **РКК «Энергия» имени С.П.Королева (1946-1996).** – М., РКК «Энергия», 1996.
28. **РКК «Энергия» имени С.П.Королева на рубеже двух веков (1996-2001).** – М., РКК «Энергия», 2001.
29. **РКК «Энергия» имени С.П.Королева в первом десятилетии XXI века.** – М., РКК «Энергия», 2011.
30. **Русский космос**, ежемесячный журнал. – М.: ЦНИИ машиностроения, 2019.
31. **Самарские ступени «семерки».** – ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Самара, 2011.
32. Сыромятников В.С. **100 рассказов о стыковке.** Части 1 и 2. – М.: Логос, 2003.
33. **Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева.** Избранные труды и документы. Под ред. М.В.Келдыша. – М.: Наука, 1980.
34. **Техническая информация** (обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). – М.: ЦАГИ, ОНТИ, 1961 – 2014.
35. Филин В.М. **Воспоминания о лунном корабле.** – М.: Культура, 1992.
36. Филин В.М. **Путь к «Энергии».** – М.: Логос, 2001.
37. Черток Б.Е. **Ракеты и люди.** Тома 1-4. 3-е изд. – М: Машиностроение, 2002.

Англоязычные источники

1. Baker P. **The Story of Manned Space Stations. An Introduction.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
2. Catchpole J.E. **The International Space Station. Building for the Future.** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2008.
3. Darling D. **The Complete Book of Spaceflight. From Apollo 1 to Zero Gravity.** – John Wiley & Sons, Inc., 2003.
4. Ezell E.C., Ezell L.N. **On Mars: Exploration of the Red Planet. 1958-1978. –** NASA SP-4212, Washington, D.C., 1984.
5. Ezell E.C., Ezell L.N. **The Partnership: A History of the Apollo-Soyuz Test Project.** – NASA SP-4209, Washington, D.C., 1978.
6. Furniss T., Shayler D.J., Shayler M.D. **Praxis Manned Spaceflight Log 1961-2006. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
7. Harland D.M., Harvey B. **Space Exploration 2008. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2008.
8. Harland D.M., Lorenz R.D. **Space Systems Failures. Disasters and Rescues of Satellites, Rockets and Space Probes. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2005.
9. Harvey B. **Soviet and Russian Lunar Exploration. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
10. Harvey B. **Space Exploration 2007. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
11. Hendrickx B. **Heavy launch vehicles of the Yangel Design Bureau – Part 2. –** Space Chronicle: JBIS, Vol. 64, Suppl. 1, pp. 2-24, 2011.
12. **History of Strategic Air and Ballistic Missile Defense. Volume I. 1945-1955.**
13. **History of Strategic Air and Ballistic Missile Defense. Volume II. 1956-1972.**
14. Ivanovich G.S. **Salyut. The First Space Station. Triumph and Tragedy. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2008.
15. Johnson N.L. **The Soviet Reach for the Moon.** Second Edition. – Cosmos Books, 1995.

16. Kuchera H., Sacher P.W. **Reusable Space Transportation Systems. –** Springer, 2011.
17. Kuzin A.I. **Preliminary analysis of "The Vision for Space Exploration" program and estimation of the role of Russian space firms in its realization. –** Khrunichev SRPSC, 2006.
18. Landis G. A. **Footsteps to Mars: An incremental approach to Mars exploration. –** Journal of the British Interplanetary Society, Vol. 48, pp. 367-342 (1995).
19. **Mars Together and FIRE & ICE. Report of the Joint U.S./Russian Technical Working Groups**. – NASA-CR-198864, 1994.
20. Nolan K. **Mars. A Cosmic Stepping Stone.** – Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2008.
21. Parks P.J. **Exploring Mars.** – Thomson Gale, Lucent Books, 27500 Drake Rd., 2005.
22. Perminov V.G. **The Difficult Road to Mars: A Brief History of Mars Exploration in the Soviet Union. –** NASA NP-1999-06-251-HQ, 1999.
23. Portree D.S.F. **MIR Hardware Heritage. –** NASA RP 1357, 1995.
24. Siddiqi Asif A. **Challenge to Apollo: The Soviet Union and the Space Race, 1945-1974. –** NASA SP-2000-4408, 2000.
25. Ross J.L., Norberg J. **Spacewalker.** – Purdue University Press, West Lafayette,Indiana, 2013.
26. Rumerman J.A., Gamble C., Okolski G. **U.S.Human Spaceflight. A Record of Achievment, 1961-2006.** Monographs in Aerospace History No. 41. – NASA SP-2007-4541, December 2007.
27. Siddiqi Asif A. **Deep Space Chronicle: a chronology of deep space and planetary probes. 1958-2000. –** NASA SP-2002-4524, 2002.
28. Siddiqi Asif A. **Beyond Earth. A chronicle of deep space exploration, 1958-2016. –** NASA SP-2018-4041, Washington, D.C., 2018.
29. **Space Missions. –** M.: RosCosmos, Lavochkin Association, 2010.
30. Ulivi P., Harland D.M. **Robotic Exploration of the Solar System. Part 1. The Golden Age 1957-1982. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.
31. Ulivi P., Harland D.M. **Robotic Exploration of the Solar System. Part 2. Hiatus and Renewal 1983-1996. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2009.
32. Young A. **Lunar and Planetary Rovers. The Wheels of Apollo and the Quest for Mars. –** Praxis Publishing, Ltd., Chichester, UK, 2007.

Интернет-ресурсы

1. http://novosti-kosmonavtiki.ru – сайт журнала «Новости космонавтики».
2. http://www.buran.ru/ – «Буран», сайт В.Лукашевича.
3. http://epizodyspace.ru/ – «Эпизоды космонавтики», сайт С.Хлынина.
4. http://www.astronaut.ru/ - «Космическая энциклопедия ASTROnote», сайт И.Иванова и группы соавторов.
5. http://www.cosmoworld.ru/spaceencyclopedia/ - Энциклопедия «Космонавтика», сайт А.Железнякова.
6. http://space.kursknet.ru/cosmos/russian/main.sht - Пилотируемая космонавтика в цифрах и фактах, сайт А.Аникеева.
7. https://sites.google.com/site/anik1982space/ – Космонавтика: статистика, сайт А. Красильникова.
8. http://www.astronautix.com – Encyclopedia Astronautica, сайт Марка Уэйда (Mark Wade).
9. https://ru.wikipedia.org – ВикипедиЯ, свободная энциклопедия.
10. https://en.wikipedia.org – WikipediA, The Free Encyclopedia.