

СОДЕРЖАНИЕ

И.О. ГЛАВНОГО
РЕДАКТОРА

Б.И. Крючков

РЕДАКЦИОННАЯ
КОЛЛЕГИЯ

А.В. Кальмин –
ответственный секретарь,

Ю.М. Батурин,

М.Н. Бурдаев,

Л.К. Васильева,

С.П. Власенков,

Н.В. Волкова,

О.С. Гордиенко,

П.П. Долгов,

В.М. Жуков,

С.А. Жуков,

С.В. Игнатъев,

Р.Р. Каспранский,

О.Д. Кононенко,

А.А. Курицын,

Г.Д. Орешкин,

В.И. Почуев,

В.Н. Саев,

Ю.Б. Сосюрка,

И.Г. Сохин,

М.Л. Титова,

М.М. Харламов,

В.М. Усов,

В.И. Ярополов.

ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС.....4

Основные результаты подготовки
и деятельности экипажа МКС-36/37
при выполнении программы космического
полета4

Медицинское обеспечение полета экипажа
МКС-36/37 (экспресс-анализ).
В.В. Богомолов, В.И. Почуев,
И.В. Алферова18

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА
ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ В КОСМОС30

Основные подходы к созданию
и эксплуатации комплекса технических
средств подготовки космонавтов.
Б.А. Наумов, В.П. Хрипунов30

Технологии освоения Луны пилотируемыми
и автоматическими средствами.
О.А. Сапрыкин35

Перспективы развития регенерационного
водообеспечения пилотируемых
космических станций. *Л.С. Бобе,*
А.А. Кочетков, С.Ю. Романов,
П.О. Андрейчук, А.Г. Железняков, Ю.Е. Синяк51

Опыт использования комплекса
центробежных стендов в НПО
им. С.А. Лавочкина. *М.И. Леднев,*
С.А. Гришин, Е.О. Четвериков,
С.В. Быковский61

ДИСКУССИИ.....67

Что погубило «Фобос-Грунт»? Влияние
плазмы на космические аппараты
(окончание). *Ю.В. Кубарев*67

ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ	85
Космические пилотируемые программы ОКБ генерального конструктора В.Н. Челомея. <i>Л.Д. Смирчевский</i>	85
Подготовка и осуществление полета Ю.А. Гагарина (как это было). <i>В.И. Ярополов</i>	98
80 лет А.А. Леонову	117
45 лет со дня преобразования ЦПК имени Ю.А. Гагарина в научно-исследовательский испытательный центр	119
40 лет центрифуге ЦФ-7	121
НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ	126
64-й Международный астронавтический конгресс	126
Всероссийская конференция «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли»	127
XLI Международные общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю.А. Гагарина	128
Информация для авторов и читателей	130

CONTENTS

RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS	4
Main Results of the ISS-36/37 Expedition Training and Activity When Carrying out the Mission Plan	4
Express Analysis of Medical Support of the ISS-36/37 Crew Members. <i>V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev, I.V. Alferova</i>	18
THEORY AND PRACTICE OF HUMAN SPACE FLIGHTS	30
Basic Approaches to the Creation and Operation of the Technical Facilities for Cosmonaut Training. <i>B.A. Naumov, V.P. Khripunov</i>	30
Technologies of the Moon Exploration Using Manned and Unmanned Means. <i>O.A. Saprykin</i>	35
Prospects of Development of Water Regeneration System for Piloted Space Stations. <i>L.S. Bobe, A.A.Kochetkov, S.Yu. Romanov, P.O. Andreychuk,</i> <i>A.G. Zheleznyakov, Yu.E.Sinyak</i>	51
Experience of the Use of the Centrifugal Stand Complex at Lavochkin Association. <i>M.I. Lednev, S.A. Grishin, E.O. Chetverikov, S.V. Bykovsky</i>	61
DISCUSSIONS	67
What Has Ruined “Phobos-Grunt”? Impact of Plasma on Space Vehicles. <i>Yu.V. Kubarev</i>	67
HISTORY. EVENTS. PEOPLE	85
Manned Space Programs of the V.N. Chelomey Experimental Design Bureau. <i>L.D. Smirichevsky</i>	85
Preparation and Implementation of Gagarin’s Spaceflight (As it Was). <i>V.I. Yaropolov</i>	98
A.A. Leonov 80-Year Anniversary.....	117
45 Years of the Reorganization of Yu.A. Gagarin CTC into Scientific Research&Test Center	119
40 Years of the Centrifuge TSF-7	121
SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION.....	126
64 th International Astronautical Congress.....	126
All-Russian Conference “Problems of Designing, Making and Operation of Space-Rocket Hardware and Training of Engineering Skills for the Aerospace Industry”	127
XLI International Public Scientific Readings in Memory of Yu.A. Gagarin	128
Information for Authors and Readers	130

ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС

RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS

УДК 629.78.007

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПОДГОТОВКИ И ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА МКС-36/37 ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОГРАММЫ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Рассматриваются результаты деятельности экипажа МКС-36/37 на борту транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз ТМА-09М» и Международной космической станции (МКС). Дается сравнительный анализ и оценивается вклад экипажа в общую программу космических полетов на МКС. Особое внимание уделяется проведению научно-прикладных исследований и экспериментов на борту станции. Даются замечания и предложения по совершенствованию российского сегмента (РС) Международной космической станции.

Ключевые слова: задачи подготовки экипажа, космический полет, Международная космическая станция, научно-прикладные исследования и эксперименты.

Main Results of the ISS-36/37 Expedition Training and Activity When Carrying out the Mission Plan

The paper considers results of the ISS-36/37 expedition's activity aboard the «Soyuz-TMA-09M» transport spacecraft and ISS. Also, it presents the comparative analysis and estimation of the crew's contribution to the general ISS flight program. Particular attention is paid to implementation of scientific applied research and experiments aboard the station. Remarks and suggestions to improve the ISS Russian Segment are given.

Keywords: tasks of crew training, spaceflight, International Space Station, scientific applied research and experiments.

Состав экипажа и основные результаты полета

Основной экипаж длительной экспедиции МКС-36/37 в составе (рис. 1):

Юрчихин Федор Николаевич	командир ТПК «Союз ТМА-09М» бортинженер экспедиции МКС-36 командир экспедиции МКС-37 (Роскосмос, Россия)
Лука Пармитано	бортинженер ТПК «Союз ТМА-09М» бортинженер экспедиции МКС-36/37 (ЕКА)
Карен Найберг	бортинженер-2 ТПК «Союз ТМА-09М» бортинженер МКС-36/37, (НАСА, США)

выполнил космический полет длительностью 166 суток с 28 мая 2013 года по 11 ноября 2013 года. Позывной на ТПК «Союз ТМА-09М» – «Олимп».



Рис. 1. Экипаж экспедиций МКС-36/37

Опыт полетов членов экипажа

Юрчихин Федор Николаевич в отряде космонавтов с 1997 года. До назначения в экипаж выполнил три космических полета длительностью 371 сутки.

Лука Пармитано в отряде астронавтов ЕКА с 2009 года. До назначения в экипаж опыта космических полетов не имел.

Карен Найберг в отряде астронавтов НАСА с 2000 года. До назначения в экипаж имела опыт одного космического полета длительностью 13 суток в качестве специалиста полета в экипаже шаттла «Discovery» STS-124.

Основные итоги полета

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-09М» был произведен 28 мая 2013 года с космодрома Байконур (Казахстан).

Параметры орбиты выведения: период $T = 88,71$ мин, наклонение $i = 51,67$ град., высота $h \times H = 200,57$ км \times 249,23 км.

В космическом полете выполнены следующие работы:

- доставка экипажа МКС-36/37 на борт МКС, завершившаяся стыковкой 29 мая 2013 года ТПК «Союз ТМА-09М» в автоматическом режиме с МКС к стыковочному узлу модуля МИМ1; $T_{\text{СТЕПКИ}} = 05:10:30$ ДМВ. Сближение транспортного пилотируемого корабля осуществлено по четырехвитковой схеме, в результате которой продолжительность автономного полета корабля до стыковки с МКС составила менее 6 ч;

- расстыковка ТК «Прогресс М-19М» от АО СМ выполнена 11 июня 2013 года. Время физической расстыковки – 16:58 ДМВ;

- сближение европейского грузового корабля ATV-4 «Альберт Эйнштейн» с МКС, зависание в точках циклограммы сближения, стыковка к АО СМ в автоматическом режиме произведена 15 июня 2013 года ($T_{\text{М.З.}} = 17:07$ ДМВ);

- научные исследования и эксперименты в соответствии с программой НПИ;

– техническое обслуживание бортовых систем, дооснащение, ремонтно-восстановительные работы, проведение телевизионных репортажей, видео- и фотосъемок;

– выход в космос ВКД-33 осуществлен 24 июня 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 6 часов 35 минут. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;

– расстыковка ТГК «Прогресс М-18М» от стыковочного узла СО1 выполнена 25 июля 2013 года (время фактической расстыковки – 23:43:48 ДМВ);

– стыковка ТГК «Прогресс М-20М» к стыковочному узлу СО1 осуществлена 28 июля 2013 года ($T_{М.З.} = 05:26:10$ ДМВ);

– сближение японского автоматического грузового корабля НТВ-4 с МКС, захват манипулятором станции, перемещение и установка корабля к надирной части модуля Node 2 АС МКС выполнены 9 августа 2013 года (Токончания затяжки болтов свм – 19:40 ДМВ);

– выход в космос ВКД-34 выполнен 16 августа 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 7 часов 29 минут. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;

– выход в космос ВКД-35 осуществлен 22 августа 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 5 часов 58 минут. Выход выполнили космонавты Ф. Юрчихин и А. Мисуркин;

– расстыковка японского грузового корабля НТВ-4 от МКС произведена 4 сентября 2013 года (время отделения от манипулятора станции – 19:19 ДМВ);

– расстыковка ТПК «Союз ТМА-08М» от стыковочного узла МИМ2 выполнена 11 сентября 2013 года. Время расстыковки – 02:35:28 ДМВ, время посадки – 05:58:30 ДМВ;

– стыковка ТПК «Союз ТМА-10М» с МКС к стыковочному узлу модуля МИМ2 осуществлена 26 сентября 2013 года ($T_{М.З.} = 05:45:30$ ДМВ). Сближение транспортного пилотируемого корабля выполнялось по четыреххватковой схеме полета;

– сближение американского грузового корабля «Cygnus» с МКС, захват манипулятором станции, перемещение и установка корабля к надирной части модуля Node 2 АС МКС выполнены 29 сентября 2013 года ($T_{М.З.} = 16:46$ ДМВ);

– расстыковка грузового корабля «Cygnus» от МКС произведена 22 октября 2013 года, время отделения от манипулятора станции – 14:31 ДМВ;

– расстыковка европейского грузового корабля ATV-4 «Альберт Эйнштейн» от АО СМ выполнена 28 октября 2013 года, время расстыковки – 11:54 ДМВ;

– перестыковка ТПК «Союз ТМА-09М» с МИМ1 на АО СМ выполнена 1 ноября 2013 года. Время фактической расстыковки от стыковочного узла модуля МИМ1 – 11:33:30 ДМВ; стыковка к стыковочному узлу АО СМ – в 11:54:30 ДМВ;

– стыковка ТПК «Союз ТМА-11М» к стыковочному узлу модуля МИМ1 произведена 7 ноября 2013 года ($T_{М.З.} = 13:27:53$ ДМВ). Сближение транспортного пилотируемого корабля осуществлено по четыреххватковой схеме полета;

– выход в космос ВКД-36 осуществлен 9 ноября 2013 года из стыковочного отсека СО1, продолжительность выхода – 5 часов 50 минут. Выход выполнили космонавты О. Котов, С. Рязанский;

– возвращение экипажа МКС-36/37 на Землю, расстыковка ТПК «Союз ТМА-09М» от стыковочного узла АО СМ произведена 11 ноября 2013 года. Время расстыковки – 02:26:31 ДМВ, время посадки СА – 05:49:28 ДМВ.

Основные задачи подготовки экипажа к полету

Подготовка к полету основного экипажа МКС-36/37 в составе командира ТПК «Союз ТМА-09М» Юрчихина Федора Николаевича, бортинженера Луки Пармитано и бортинженера-2 Карен Найберг проводилась с 20 декабря 2012 года. Программа подготовки была разработана с учетом задач полета, уровня подготовленности и функциональных обязанностей членов экипажа.

Основными задачами подготовки по МКС и ТПК «Союз ТМА-09М» являлись:

- теоретическая и практическая подготовка, направленная на приобретение членами экипажа знаний, необходимых для выполнения ими функциональных обязанностей в составе экипажа ТПК «Союз ТМА-09М»;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при управлении бортовыми системами и агрегатами ТПК на всех этапах полета (в штатных и нештатных ситуациях);
- подготовка членов экипажа к сближению с МКС по двухсуточной схеме;
- подготовка членов экипажа к сближению с МКС по быстрой схеме;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при выполнении сближения, причаливания, стыковки и перестыковки транспортного корабля «Союз ТМА-М» на все стыковочные узлы РС МКС;
- подготовка экипажа к совместной работе в полете с экипажами МКС-35/36 и МКС-37/38;
- подготовка экипажа к консервации и расконсервации ТПК;
- подготовка экипажа к операциям по обеспечению готовности ТПК к спуску в случае срочного покидания МКС;
- подготовка членов экипажа к эксплуатации бортовых систем РС МКС (модули ФГБ, СМ, СО1, МИМ1, МИМ2) в соответствии с распределением функциональных обязанностей, утвержденных комитетом МСОР;
- подготовка членов экипажа по задачам технического обслуживания, ремонта и дооснащения систем в объеме их функциональных обязанностей;
- подготовка командира экипажа к выполнению телеоператорного режима управления ТПК «Прогресс-М»;
- подготовка бортинженера ТПК по мониторингу сближения и причаливания европейского грузового корабля ATV4;
- отработка действий при выполнении разгрузочно-погрузочных работ на грузовых кораблях;
- отработка действий при укладке снаряжения и личных вещей, возвращаемых грузов на пилотируемые корабли, подготовка к замене индивидуальных ложементов и к изменению режима нагружения амортизаторов кресел;
- подготовка экипажа по задачам внекорабельной деятельности по программам ВКД-33, 34, 35;
- подготовка экипажа к выполнению российской программы научно-прикладных исследований и экспериментов на РС МКС;
- подготовка членов экипажа к действиям в случае срочного покидания МКС при разгерметизации и пожаре;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при выполнении расстыковки ТПК с неориентированной и нестабилизированной МКС в соответствии с функциональными обязанностями;

- отработка действий по выполнению срочного спуска с орбиты в случае срочного покидания МКС в соответствии с функциональными обязанностями;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа в случае нештатной посадки в различных климатогеографических зонах;
- подготовка организма членов экипажа к перенесению факторов космического полета, отработка навыков оказания само- и взаимопомощи и эксплуатации бортовых медицинских средств.

Полет на борту транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-09М»

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-09М» был произведен 28 мая 2013 года с космодрома Байконур (рис. 2).



Рис. 2. Старт корабля «Союз ТМА-09М»

Выведение, отделение корабля от ракеты-носителя прошло штатно, $T_{КП} = 23:31:24$; $T_{КО} = 23:40:12$ ДМВ.

В процессе предстартовой подготовки замечаний к работе бортовых систем не выявлено.

29 мая 2013 года на 3 и 4 витках полета выполнен режим автоматического сближения и стыковки с МКС к стыковочному узлу модуля МИМ1. Время формирования признака «Сцепка» – 05:10:30 ДМВ.

Сближение пилотируемого корабля с МКС выполнялось по четырехвитковой схеме полета, в результате которой продолжительность автономного полета экипажа составила менее 6 часов.

После стыковки экипаж выполнил контроль герметичности отсеков корабля, контроль герметичности стыка, ускоренное выравнивание давления между отсеками ТПК и МКС и открытие переходных люков. Выполнив консервацию транспортного корабля, экипаж завершил первый этап программы автономного полета ТПК «Союз ТМА-09М».

1 ноября 2013 года на 13-суточном витке выполнена расконсервация ТПК «Союз ТМА-09М» и переход на автономное питание по КРЛ в 05:37:50 ДМВ. На

14-суточном витке экипаж перешел в корабль и выполнил закрытие переходных люков, $T_{\text{ЗПЛ}} = 07:14:00$ ДМВ. Подготовка к перестыковке проводилась по штатной программе полета.

Расстыковка от стыковочного узла МИМ1 выполнена на односуточном витке в автоматическом режиме. Команда на открытие крюков ТПК по указанию ЦУПа-М выдана экипажем в 11:32:00 ДМВ, время фактической расстыковки – 11:33:30 ДМВ.

На одно- и двухсуточных витках выполнен режим перестыковки к стыковочному узлу АО СМ. Время формирования признака «СЦЕПКА» – 11:54:30 ДМВ.

10 ноября 2013 года, завершив программу полета на борту МКС, экипаж экспедиции МКС-36/37 приступил к подготовке к возвращению на Землю. 10 ноября на 11-суточном витке выполнена расконсервация корабля. На 12-суточном витке выполнен переход на автономное питание по КРЛ в 23:15:00 ДМВ и закрытие переходных люков в 23:16:00 ДМВ. Подготовка к расстыковке проводилась по штатной программе полета. При проверке герметичности скафандра у БИ время наддува скафандра не соответствовало бортовой документации, что вызвало необходимость повторной проверки, по результатам которой скафандр был признан герметичным. Проверка герметичности люка СА-БО прошла без замечаний.

Расстыковка выполнена на 14-суточном витке в автоматическом режиме с одним импульсом отвода. Команда на открытие крюков ТПК по указанию ЦУПа-М выдана экипажем в 02:25:00 ДМВ, время фактической расстыковки – 02:26:31 ДМВ.

Спуск выполнялся по циклограмме спуска № 1 с учетом особенностей ТПК «Союз ТМА-09М» в части работы без БНО. Запуск динамического режима для выполнения спуска был выполнен на 15-суточном витке, по указанию ЦУПа-М в 04:40:00 ДМВ экипаж выдал команду «ЗАПРЕТ ИКВ». Время включения СКД для выдачи тормозного импульса – 04:55:24 ДМВ. Двигатель отработал штатно, тормозной импульс – 128,0 м/с. Разделение отсеков прошло в 05:23:17 ДМВ.

Спуск в атмосфере выполнен в режиме АУС. Внеатмосферный промах составил +5 секунд. Максимальная перегрузка – 4,9 единицы. Посадка осуществлена в 05:49:28 ДМВ в расчетной точке с координатами 47°19' с.ш., 69°34' в.д.

Вертолеты наблюдали посадку, специалисты ПСС обнаружили СА на парашюте в расчетном районе. Работа по эвакуации экипажа началась непосредственно после приземления. Аппарат находился на боку, купол парашюта погашен.

Полет на борту МКС

Экипаж МКС-36/37 работал на борту МКС 166 суток с 29 мая 2013 года по 11 ноября 2013 года. Экипаж на российском сегменте МКС выполнил обширный объем работ по техническому обслуживанию и дооснащению бортовых систем МКС, программу научных исследований и экспериментов, выполнил ремонтно-восстановительные работы, провел большое число телевизионных репортажей, видео- и фотосъемок.

Необходимо отметить, что в период работы экипажа на борту станции конфигурация МКС включала следующие динамические операции:

- стыковка ТПК «Союз ТМА-09М»;
- расстыковка ТПК «Прогресс М-19М»;
- стыковка ATV-4 «Альберт Эйнштейн»;
- расстыковка ТПК «Прогресс М-18М»;
- стыковка ТПК «Прогресс М-20М»;
- стыковка НТВ-4;

- расстыковка НТВ-4;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-08М»;
- стыковка ТПК «Союз ТМА-10М»;
- стыковка грузового корабля «Cygnus»;
- расстыковка грузового корабля «Cygnus»;
- перестыковка ТПК «Союз ТМА-09М» с МИМ1 на АО СМ;
- стыковка ТПК «Союз ТМА-11М»;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-09М».

В процессе экспедиции экипажем выполнены работы по стыковке, разгрузке, укладке удаляемого оборудования и расстыковке грузовых кораблей. Стыковки и расстыковки грузовых кораблей во время полета экспедиций МКС-36 и МКС-37 представлены в таблице 1.

Таблица 1

№ п/п	Наименование корабля	Дата и время стыковки	Дата и время расстыковки	Узел стыковки
1	ТГК «Прогресс М-19М»		11 июня 2013 года в 16:58 ДМВ	АО СМ
2	АТВ-4	15 июня 2013 года в 17:07 ДМВ	28 октября 2013 года в 11:54 ДМВ	АО СМ
3	ТГК «Прогресс М-18М»		25 июля 2013 года в 23:43 ДМВ	СО1
4	ТГК «Прогресс М-20М»	28 июля 2013 года в 05:26 ДМВ		СО1
5	НТВ-4	9 августа 2013 года в 19:40 ДМВ	4 сентября 2013 года в 19:19 ДМВ	Node 2
6	Cygnus	29 сентября 2013 года в 16:46 ДМВ	22 октября 2013 года в 14:31 ДМВ	Node 2

Совместный полет с другими экипажами МКС

Во время полета проводились совместные работы с экипажами МКС-35/36, МКС-37/38, МКС-38/39.

С 29 мая 2013 года по 11 сентября 2013 года – совместный полет с экипажем МКС-35/36 в составе:

- Виноградов Павел Владимирович (бортинженер экспедиции МКС-35, командир экспедиции МКС-36, Роскосмос, Россия);
- Мисуркин Александр Александрович (бортинженер МКС-35/36, Роскосмос, Россия);
- Кэссиди Кристофер Джон (бортинженер МКС-35/36, НАСА, США).

С 26 сентября 2013 года по 7 ноября 2013 года – совместный полет с экипажем МКС-37/38 в составе:

- Котов Олег Валериевич (бортинженер экспедиции МКС-37, командир экспедиции МКС-38, Роскосмос, Россия);
- Рязанский Сергей Николаевич (бортинженер МКС-37/38, Роскосмос, Россия);
- Хопкинс Майкл Скотт (бортинженер МКС-37/38, НАСА, США).

С 7 ноября 2013 года по 11 ноября 2013 года – совместный полет с экипажами МКС-37/38, МКС-38/39 в составе:

- Котов Олег Валериевич (бортинженер экспедиции МКС-37, командир экспедиции МКС-38, Роскосмос, Россия);
- Рязанский Сергей Николаевич (бортинженер МКС-37/38, Роскосмос, Россия);
- Хопкинс Майкл Скотт (бортинженер МКС-37/38, НАСА, США);
- Тюрин Михаил Владиславович (бортинженер экспедиции МКС-38/39, Роскосмос, Россия);
- Ваката Коити (бортинженер МКС-38, командир экспедиции МКС-39, ДжАКСА, Япония);
- Мастраккио Ричард Алан (бортинженер МКС-38/39, НАСА, США).

Внекорабельная деятельность

Во время полета экспедиции МКС-36/37 были выполнены 4 выхода в открытый космос.

Первый выход в космос ВКД-33 осуществлен из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» 24 июня 2013 года в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 6 часов 35 минут. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36.

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 16:32 ДМВ, закрытие – в 23:07 ДМВ.

Целевые задачи выхода:

- замена сменной панели № 2 регулятора расхода жидкости (СП № 2 РРЖ) на ФГБ;
- проведение теста аппаратуры «Курс»;
- установка держателей кабельных СЭС на ФГБ;
- демонтаж НА «Фотон-Гамма» с УРМ-Д по IV плоскости РО_{Бд} СМ;
- установка НА «Индикатор» КЭ «Контроль» на МИМ2;
- установка пяти мягких поручней для переходов космонавтов по СМ;
- демонтаж панели КЭ «Выносливость» на МИМ-2;

Особенности выхода:

– задачи ВКД-33 выполнены полностью, за исключением: из-за недостатка времени экипаж не установил два из пяти запланированных для установки мягких поручней по II плоскости РО_{Бд} СМ.

Второй выход в космос ВКД-34 выполнен 16 августа 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 7 часов 29 минут. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36.

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 17:36 ДМВ, закрытие – в 01:05 ДМВ.

Целевые задачи выхода:

- прокладка от герметичного адаптера (ГА) ФГБ до МИМ2 четырех силовых фидеров питания для передачи в СЭС МЛМ электроэнергии от АС МКС и установка плат СЭС-1 и СЭС-2 на МИМ2;
- прокладка от ГА ФГБ до МИМ2 кабеля Ethernet для МЛМ;
- монтаж панели образцов № 2А на МИМ2 в рамках КЭ «Выносливость»;
- установка мягких поручней СМ-МИМ2 и ФГБ-МИМ2;



Рис. 3. Выход в открытый космос космонавта Ф. Юрчихина

Особенности выхода:

– во время прямого шлюзования (~17:20 ДМВ) в каналах голосовой связи (S/G2 и УКВ1,2) возникла помеха, затрудняющая ведению переговоров. Космонавтам была выдана рекомендация отжать клавишу «передача» на пульте абонента в СО1, после чего помеха устранилась. На ход шлюзования ситуация не повлияла. Во время обратного шлюзования к качеству связи замечаний не было;

– через полчаса после начала ВКД произошел автоматический переход с основного на резервный насос контура водяного охлаждения скафандра СК № 5 (Ф. Юрчихин) (рис. 3). По рекомендации ЦУПа работа в скафандре была продолжена с использованием резервного насоса;

– некорректное отображение ТМИ со скафандра № 5 по каналу СО2 (вне диапазона измерений).

Выход в космос ВКД-34 показал возможности длительной работы в скафандре «Орлан» и подтвердил значительный запас ресурса оборудования для безопасного длительного пребывания в условиях открытого космоса.

Третий выход в космос ВКД-35 был выполнен 22 августа 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 5 часов 58 минут. Выход совершили космонавты Ф. Юрчихин, А. Мисуркин из состава экспедиции МКС-36 (рис. 4).

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 14:34 ДМВ, закрытие – в 20:32 ДМВ.

Целевые задачи выхода:

– демонтаж НА бортового терминала лазерной связи «БТЛС-Н» по КЭ «СЛС» с универсального рабочего места (УРМ) по IV плоскости РО_{Бд} СМ;

– монтаж выносного рабочего места (ВРМ) с установленной на нем двухосной платформы наведения (ДПН) на УРМ-Д по IV плоскости РО_{Бд} СМ;

- демонтаж площадки «Якорь» с ПхО и установка на ВРМ;
- проведение КЭ «Тест»: взятие проб-мазков с поверхности выходного люка ВЛ-2 МИМ2;
- инспекция и фотографирование антенн межбортовой радиолинии (МБРЛ) WAL1-WAL6 на СМ;
- установка мягких поручней в зоне УРМ-Д по II плоскости СМ (установлено 2 поручня);
- фотографирование съемной кассеты СКК № 1, установленной для экспонирования на наружной поверхности МИМ2;
- символическая деятельность – демонстрация национального флага на фоне СО1 в честь праздника Дня государственного флага Российской Федерации.

Особенности выхода:

- в процессе выполнения операций по монтажу выносного рабочего места с установленной на нем двухосной платформы наведения на УРМ-Д по IV плоскости РО_{Бд} СМ был выявлен дефект сборки ВРМ: монтажная площадка ВРМ повернута на 90°. Принято решение об установке ВРМ в повернутом на 90° относительно начального положения;
- экипаж не снял транспортировочный кронштейн фиксации приводов, закрепляющий подвижные части ДПН.

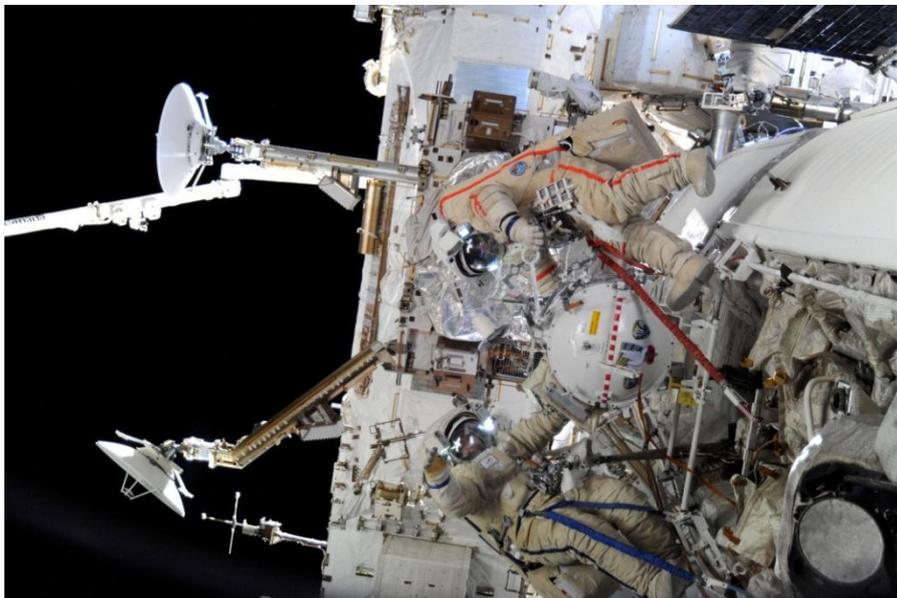


Рис. 4. Выход в открытый космос космонавтов Ф. Юрчихина и А. Мисуркина

Четвертый выход в космос ВКД-36 выполнен 9 ноября 2013 года из стыковочного отсека (СО1) «Пирс» в скафандрах «Орлан-МК» продолжительностью 5 часов 50 минут. Выход совершили космонавты О. Котов, С. Рязанский из состава экспедиции МКС-37.

Время открытия выходного люка стыковочного отсека (СО1) «Пирс» – 17:34 ДМВ, закрытие – в 23:24 ДМВ.

Целевые задачи выхода:

- проведение эстафеты олимпийского огня;
- демонтаж площадки «Якорь» с ПхО СМ и установка на ВРМ (УРМ-Д IV РО_{БД} СМ);
- установка съемного поворотного поручня на ВРМ (УРМ-Д IV РО_{БД} СМ);
- демонтаж арретира ДПН (транспортировочного кронштейна фиксации приводов);
- отключение моноблока РК-21-8 (УРМ-Д II РО_{БД} СМ), фиксация кабеля жгута на моноблоке;
- складывание антенны моноблока РК-21-8 в пакет и фиксация в сложенном положении;
- проведение фотосъемок ЭВТИ внешней поверхности РС МКС.

Особенности выхода:

- в процессе выполнения операций по установке площадки «Якорь» на ВРМ (УРМ-Д IV РО_{БД} СМ) была выявлена неправильная ориентация площадки относительно вертлюга: площадка предположительно повернута на 180°. «Якорь» занесен внутрь СО1. Решение о порядке работ с площадкой «Якорь» будет принято позже;
- не сложена антенна РК-21. Выявлена неисправность замка складывания РК-21. Антенна оставлена в исходном положении на УРМ-Д II РО_{БД} СМ.

Основные задачи экипажа при выполнении научной программы

В процессе полета экипажем на борту российского сегмента МКС выполнялись исследования и эксперименты на основании «Программы реализации научно-прикладных исследований, планируемых в период тридцать пятой и тридцать шестой пилотируемых экспедиций МКС-36 и МКС-37».

В ходе полета экипаж выполнил 38 экспериментов, из них семь в автоматическом режиме. Структура российской научной программы МКС-36/37 представлена в таблице.

Распределение выполненных научно-прикладных исследований и экспериментов на борту МКС-36/37 по направлениям представлено на диаграмме.

Таблица 2

Структура российской научной программы МКС-36/37

№ п/п	Направления исследований	Всего	С участием экипажа
1	Исследование Земли и космоса	11	7
2	Человек в космосе	2	2
3	Космическая биология и биотехнология	10	10
4	Технологии освоения космического пространства	12	9
5	Образование и популяризация космических исследований	3	3
Всего:		38	31

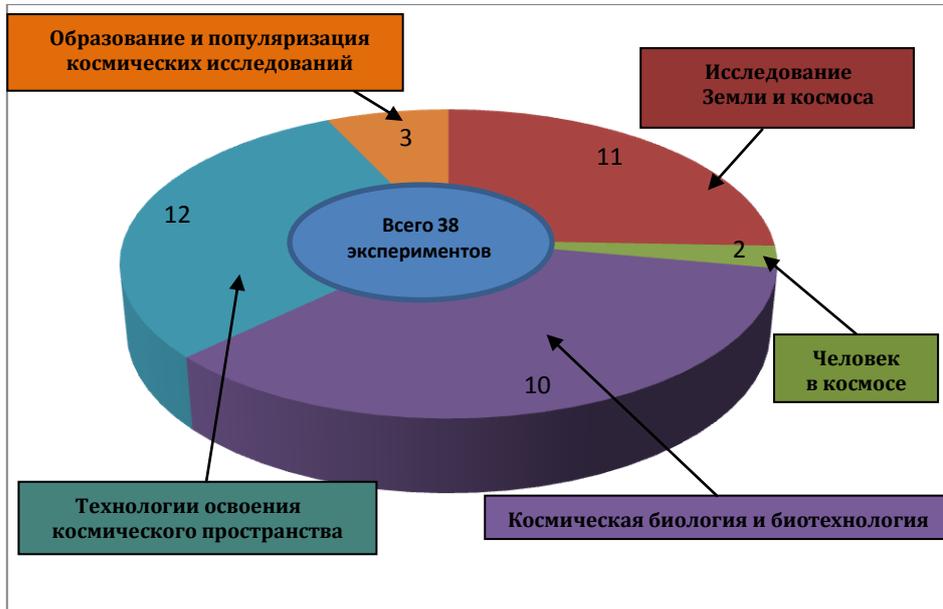


Диаграмма. Распределение космических экспериментов в полете МКС-36/37 по направлениям исследований

Наибольшее количество экспериментов было проведено по направлениям «Технологии освоения космического пространства», «Космическая биология и биотехнология» и «Исследование Земли и космоса».

В период полета экипажа МКС-36/37 были начаты три новых эксперимента:

– ДЗЗ-17 «Напор-миниРСА» – экспериментальная отработка технологии малогабаритного радиолокатора с синтезированной апертурой на основе микрополосковых активных фазированных антенных решеток в интересах решения задач природопользования, экологического контроля и мониторинга чрезвычайных ситуаций (включая монтаж выносного рабочего места с двухосной платформой наведения на УРМ-Д по IV плоскости во время ВКД-35 на внешней поверхности СМ);

– ТЕХ-33 «Контроль» – мониторинг состояния собственной внешней атмосферы и внешних рабочих поверхностей РС МКС, а также диагностика работоспособности применяемых на орбитальном комплексе материалов и покрытий (включая монтаж научной аппаратуры во время ВКД-33 на внешней поверхности МИМ2);

– ТЕХ-59 «Дальность» – исследование и использование сигналов системы глобального времени с борта МКС для уточнения параметров орбитального движения.

На выполнение научной программы в последние годы российские космонавты затрачивают в среднем 26–28 % фактического рабочего времени. У Федора Юрчихина это значение составило 23,1 %, что, скорее всего, связано с большим объемом возложенных на экспедицию задач по внекорабельной деятельности.



Рис. 5. Ф. Юрчихин выполняет эксперимент «Ураган»

Хотя, необходимо отметить, что во время ВКД был выполнен большой объем работ в интересах выполнения научной программы, а также работы в рамках космических экспериментов: «Обстановка», «Биориск», «Выносливость», «Контроль», «Молния-Гамма», «СЛС», «Напор-миниРСА», «Ураган» и «Тест» (рис. 5).

Во время выполнения полета командир экипажа Федор Юрчихин принял участие в эстафете олимпийского огня в космосе. Важная и ответственная миссия по пропаганде идей мира и дружбы между народами была возложена на многонациональный экипаж станции. Олимпийский факел побывал в руках каждого члена экипажа МКС, его пронесли по всем внутренним помещениям станции. Первым это сделал Коити Ваката, после он попал к Луке Пармитано, потом его нес астронавт Майкл Хопкинс, затем его подхватила единственная леди на станции Карен Найберг, которая передала факел своему коллеге Ричарду Мастраккио. Рик, в свою очередь, передал олимпийский факел Михаилу Тюрину, дальше по очереди его получили Сергей Рязанский и Олег Котов. В итоге, олимпийский факел был водружен на самое почетное место в российском сегменте МКС. Впервые в истории олимпийский факел побывал в открытом космосе.

Символическая эстафета олимпийского огня в космосе завершилась успешной посадкой спускаемого аппарата в Казахстане, когда командир экипажа передал представителям Олимпийского комитета России факел зимних игр (рис. 6).



Рис. 6. Командир экипажа Ф. Юрчихин с олимпийским факелом после приземления в Казахстане

Заключение

Подводя итоги результатов подготовки и выполнения программы полета экипажа длительной экспедиции МКС-36/37, можно сформулировать следующие основные выводы:

1. Уровень подготовленности экипажа МКС-36/37 по транспортному кораблю «Союз ТМА-09М» и российскому сегменту МКС позволил экипажу успешно выполнить запланированную программу космического полета.

2. Полет экипажа МКС-36/37 продолжил этап эксплуатации МКС международными экипажами из шести человек, в числе которых 3 космонавта Роскосмоса.

Высказанные экипажем в ходе полета и послеполетного разбора замечания и предложения целесообразно использовать заинтересованным организациям для совершенствования космической техники, повышения качества подготовки космонавтов и деятельности экипажа в ходе выполнения программы полета, организации работы персонала ГОГУ и других.

Материал подготовлен сотрудниками ЦПК имени Ю.А. Гагарина по результатам проведения послеполетных мероприятий с экипажем МКС-36/37 после выполнения длительного космического полета

УДК 61:629.78.007

**МЕДИЦИНСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ЭКИПАЖА МКС-36/37
(ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗ)**

В.В. Богомолов, В.И. Почуев, И.В. Алферова

Докт. мед. наук, профессор В.В. Богомолов (ГНЦ РФ–ИМБП РАН)
Канд. мед. наук В.И. Почуев (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)
Канд. мед. наук И.В. Алферова (ГНЦ РФ–ИМБП РАН)

В статье представлены результаты медицинского обеспечения полета экипажа МКС-36/37. Дается краткая характеристика функционирования систем медицинского обеспечения полета и поддержания стабильности среды обитания космонавтов на РС МКС. Подведены итоги выполнения рекомендаций медицинских специалистов, программы медицинского контроля и использования бортовых средств профилактики нарушения состояния здоровья космонавтов в полете.

Ключевые слова: медицинское обеспечение, медицинский контроль, система профилактики, среда обитания, режим труда и отдыха.

Express Analysis of Medical Support of the ISS-36/37 Crew Members.**V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev, I.V. Alferova**

The paper presents the results of medical maintenance of the ISS-36/37 expedition members. It also gives a brief description of operation of the system of mission medical support and maintaining the stability of human environment aboard the ISS RS. Besides, the paper sums up the results of implementation of medical recommendations, the program of medical monitoring and the use of the onboard means to prevent the alteration of cosmonauts' health status in spaceflight.

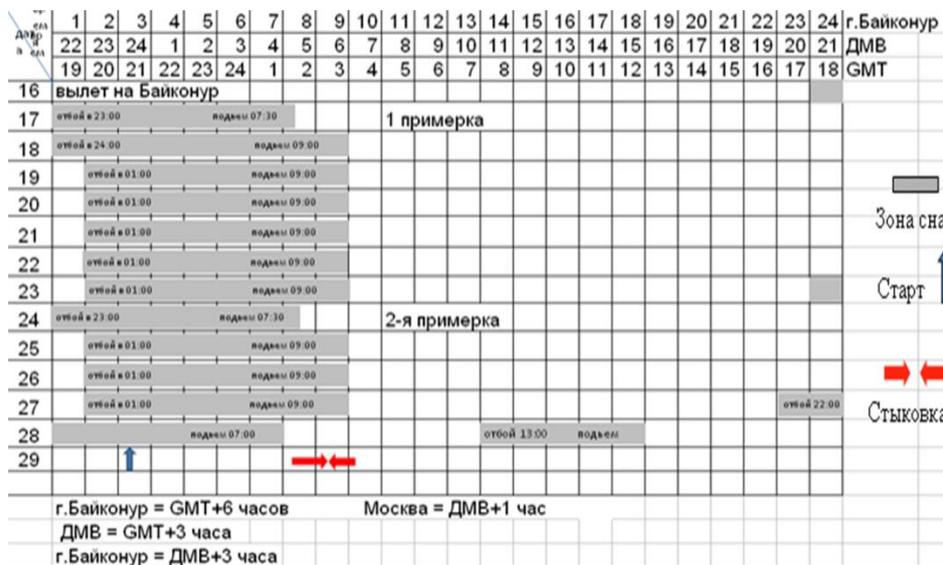
Keywords: medical support, medical monitoring, preventive system, human environment, work-rest schedule.

**Выполнение программы полета
и организация труда и отдыха экипажа**

28 мая 2013 года с 5-й пусковой установки 1-й площадки космодрома Байконур стартовые расчеты предприятий Роскосмоса выполнили пуск ракеты-носителя «Союз-ФГ» с пилотируемым космическим кораблем «Союз ТМА-09М». В составе экипажа: командир корабля, бортинженер-4 экспедиции МКС-36 и командир МКС-37 инструктор-космонавт-испытатель 1-го класса Роскосмоса Федор Николаевич Юрчихин; бортинженер-1 корабля, бортинженер-5 МКС-36/37 астронавт ЕКА майор ВВС Италии Лука Сальво Пармитано; бортинженер-2 корабля, бортинженер-6 МКС-36/37 астронавт НАСА Карен Луджин Найберг. Позывной экипажа – «Олимпы».

«Союз ТМА-09М» стал вторым пилотируемым кораблем, полетевшим к МКС с использованием быстрой (четырёхвитковой) схемы сближения.

В целях адаптации к режиму сна, принятому для МКС, и предотвращения снижения работоспособности экипажа при проведении стыковки в ночное время, в период предстартовой подготовки на Байконуре экипаж выбрал схему, которая не предусматривала длительной предварительной адаптации. Это решение было согласовано со всеми членами экипажа и соответствовало тем договоренностям и меморандумам, которые являются правилами в рамках последующих экспедиций. Предварительная адаптация необходима, прежде всего, для того, чтобы купировать явления возможного утомления на этапе короткой стыковки по быстрой схеме. Время бодрствования экипажа составило двадцать один с половиной часа.



Режим «сон-бодрствование» экипажа «Союз ТМА-09М» в предстартовом периоде и на этапах старта, 4-виткового полета и стыковки

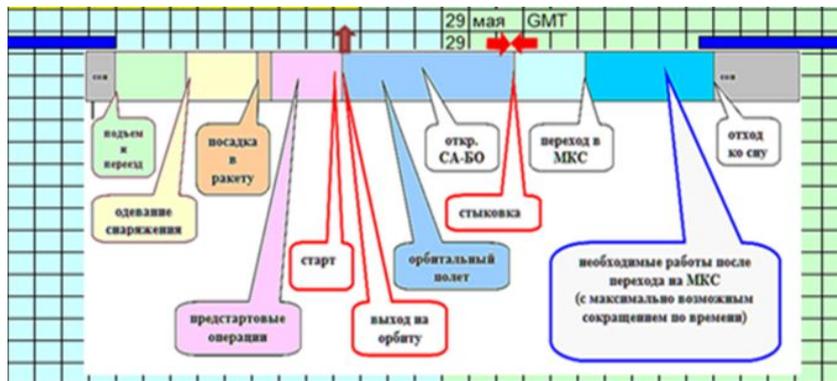


Рис. 1. РТО в период предстартовой подготовки

Наблюдение за физиологическими параметрами, за действиями экипажа показали, что такой режим адаптации вполне допустим и возможен. Экипаж и командир Федор Николаевич Юрчихин проявили высокие профессиональные качества (рис. 1).

Старт экипажа в составе КК Федора Юрчихина, БИ Карен Найберг и БИ-2 Луки Пармитано состоялся 28.05.13 г. в 23:31 ДМВ на ТПК «Союз ТМА-09М». Автономный полет корабля до стыковки проходил по короткой четырехвитковой схеме. В период предстартовой подготовки на Байконуре адаптации к режиму сна, принятому для МКС, практически, не было. Космонавты работали во временных условиях Байконура, сон планировался с 01:00 до 09:00 по местному времени. В день старта им был предоставлен послеобеденный сон-отдых продолжительностью 5 часов.

После выполнения маневров сближения 29.05.13 г. в 05:10 ДМВ была проведена стыковка ТПК № 709 с МКС штатно, в автоматическом режиме, ОПЛ – в 07:10 ДМВ.

В первый день полета РТО экипажа был напряженным в связи с выполнением сложной и ответственной динамической операции по стыковке. Общее время работы в этот день с учетом времени работ в ТПК и на станции составило у членов экипажа 10,5 часа, а период бодрствования, после дневного отдыха (сна) на Земле до отхода ко сну на МКС составил 17 часов.

После перехода на станцию функции БИ-4 в составе совместного экипажа МКС были возложены на Ф. Юрчихина, БИ-5 – на астронавта НАСА К. Найберг и БИ-6 – на астронавта ЕКА Л. Пармитано.

В первые часы пребывания на станции после стыковки ТПК № 709 всем космонавтам был проведен инструктаж по безопасности, выполнена сушка СК, перенос срочных грузов из ТПК № 709 на МКС.

По завершении работ на станции 29.05.13 г. всем космонавтам было предоставлено время для отдыха (сна) с 08:00 (29.05.13 г.) до 06:00 GMT (30.05.13 г.), продолжительностью 22 часа. Кроме того, 30.05.13 г. БИ-4 был запланирован отдых полдня, а 01.06.13 и 02.06.13 г. – два полных дня.

Согласно требованиям «Основных правил и ограничений» космонавтам, прибывшим на станцию, в период с 30.05.13 г. по 13.06.13 г. планировалось время по 1 часу на адаптацию и ознакомление со станцией за счет сокращения рабочей зоны.

В последующий период (2–3-я недели) РТО экипажа был штатным, планировались по 5 рабочих и 2 дня отдыха в неделю. БИ-4 практически сразу, с первых дней пребывания на станции, активно включился в процесс по выполнению программы полета.

Согласно программе полета с 06.06.13 г. БИ-4 вместе с БИ-2 (А. Мисуркин) приступили к подготовке к предстоящей ВКД-33 (изучение циклограммы ВКД, подготовка скафандров, поиск инструментов и оборудования для ВКД, изучение трассы перехода и рабочих зон ВКД и др.). В период подготовки к ВКД космонавты работали в штатном режиме сна–бодрствования. 20.06.13 г. проведена тренировка по переносу наддутых СК в ПхО, а 21.06.13 г. – тренировка в СК.

24.06.13 г. (4-я неделя) после завершения подготовки БИ-4 и БИ-2 выполнили плановую операцию «Выход». Время ВКД составило 6 часов 35 минут.

В период 7–8 недель полета структура недельных циклов была штатной, планировалось по 5 рабочих и 2 дня отдыха. Космонавты продолжили работы по укладке удаляемых грузов в ТГК № 418, провели проверку состояния корпуса РС МКС, тренировку по спуску в случае аварии на МКС и в преддверии стыковки ТГК № 420 выполнили тест и тренировку ТОРУ.

С 31.07.13 г. БИ-4 (Ф. Юрчихин) и БИ-2 (А. Мисуркин) приступили к подготовке к предстоящей ВКД-34. Кроме плановых заданий космонавты активно занимались разгрузкой ТГК № 420. Эти дополнительные работы по разгрузке ТГК космонавты выполняли по своей личной инициативе.

16.08.13 г. (12-я неделя) после предварительной подготовки БИ-4 и БИ-2 выполнили операцию «Выход» (ВКД-34). Время ВКД планировалось 6 часов 35 минут, фактически оно составило 7 часов 29 минут, тем самым космонавты установили рекорд пребывания в открытом космосе в российских скафандрах. Этот день в плане РТО был очень напряженным, время работы у БИ-4 и БИ-2 составило по 16 часов 50 минут и период бодрствования – 19 часов 40 минут.

22.08.13 г. (13-я неделя полета) БИ-4 и БИ-2 выполнили очередную операцию «Выход» ВКД-35. Продолжительность ВКД составила 6 часов. В плане РТО этот день для экипажа оценивался также как очень напряженный. Время работы космонавтов составило по 15 часов, период бодрствования – 19,5 часа.

Особенностью 15-й недели полета было то, что 09.09.13 г. после завершения передачи дел был подписан акт о передаче смены по РС от П.В. Виноградова Ф.Н. Юрчихину, а также церемония передачи командования, в результате чего функции КЭ МКС были возложены на Ф.Н. Юрчихина.

Особенностью последующего периода полета (16–17-я недели) было то, что после ухода экипажа ТПК № 708, КЭ (Ф. Юрчихин) все свободное время как в дни отдыха, так и в будние дни по своей инициативе занимался наведением порядка на РС МКС, вопросами инвентаризации и другими дополнительными работами.

28.10.13 г. (22-я неделя) в связи с расстыковкой ATV-4 в утренней зоне РТО российскому и американскому экипажам планировался раздельным. Перед расстыковкой ATV сон российскому экипажу планировался со сдвигом влево на 2 часа (сон с 19:30 до 04:00 GMT). Расстыковка ATV проведена штатно в 08:55 GMT. КЭ занимался подготовкой возвращаемых грузов на ТПК № 709. 29.10.13 г. была проведена тренировка по спуску на ТПК «Союз».

01.11.13 г. (23-я неделя) экипаж ТПК № 709 в составе КЭ, БИ-5 и БИ-6 выполнил перестыковку корабля с МИМ1 на АО СМ. После перестыковки и завершения работ по консервации ТПК и сушки СК, экипажу было предоставлено время для сна и отдыха с 15:30 01.11.13 г. до 06:00 GMT (02.11.13 г.), продолжительностью 14,5 часа.

На завершающей 24-й неделе полета 7.11.13 г. состоялась стыковка с новым кораблем ТПК № 711 в 13:28 ДМВ/10:28 GMT. По прибытии нового экипажа количество космонавтов на станции увеличилось до девяти человек. КЭ продолжил работы на станции по подготовке к спуску, подготовке и укладке возвращаемого оборудования в ТПК № 709.

09.11.13 г. БИ-1 и БИ-2 выполнили операцию «Выход» ВКД-36, а КЭ в этот день занимался укладкой грузов в ТПК «Союз».

10.11.13 г. КЭ продолжил укладку возвращаемых грузов на ТПК № 709. После завершения загрузки КЭ, БИ-5 и БИ-6 перешли в ТПК «Союз» для подготовки корабля к расстыковке. Расстыковка ТПК № 709 проведена штатно в 02:33 ДМВ, посадка СА – в 05:48 ДМВ 11.11.13 г. в заданном районе. Таким образом, 166-суточный полет был завершен.

Характеристика состояния работоспособности членов экипажа в условиях принятого в полете режима труда и отдыха (РТО)

Общее полетное время экипажа МКС-36/37 составило 166 суток, из которых КЭ планировалось 107 рабочих и 59 дней отдыха, из них 15 дней были неполными днями отдыха (отдых полдня). За весь полет суммарная плановая продолжительность работ в дни отдыха у КЭ составила 97 часов. Фактически в дни отдыха КЭ на выполнение рабочих операций затратил более 143 часа. На работы по программе Task List в дни отдыха КЭ планировалось 114 часов. Фактически на эти работы КЭ затратил 44 часа 40 минут. Общее время работ в дни отдыха у КЭ составило 188 часов.

РТО экипажа по своей структуре и рабочей нагрузке, в целом, соответствовал требованиям нормативных документов и оценивался как штатный, нормальный и, по мнению КЭ, способствовал выполнению программы полета в полном объеме. В отдельные периоды и дни полета, в силу ряда объективных причин, РТО был напряженным.

На начальном этапе полета (1-я неделя, 1-е сутки полета) напряженность была обусловлена выполнением сложной динамической операции по стыковке

ТПК с МКС, увеличением времени на рабочие операции в этот день до 10,5 часа и увеличением продолжительности периода бодрствования до 17 часов.

Кратковременные периоды напряженности РТО (1–2 дня) в течение всего полета отмечались в дни, когда космонавты выполняли такие ответственные операции, как: ВКД-33, 34, 35, стыковка ТГК № 420 и ТПК № 710 в ночное время, расстыковка ТПК № 708 и ATV-4, перестыковка ТПК № 709, расстыковка и посадка ТПК № 709. В эти дни продолжительность плановых работ у космонавтов увеличивалась до 11–17 часов, продолжительность бодрствования – до 19–20 часов, при этом зона сна смещалась на 2–6 часов влево или на 3–11,5 часа вправо по временной шкале в зависимости от характера (вида) выполняемых динамических операций.

На заключительной неделе полета экипаж выполнил большой объем работ по подготовке к приему ТПК № 711, оказанию помощи БИ-1 и БИ-2 при подготовке и выполнении ВКД-36, по подготовке возвращаемых грузов и выполнению операции по спуску ТПК № 709 в ночное время. Поэтому в последнюю неделю полета РТО экипажа оценивался как очень напряженный.

Несмотря на напряженный режим работы экипажа в отдельные дни полета, КЭ вполне успешно справился с полетным заданием. Успешному выполнению программы полета во многом способствовали опыт и профессионализм КЭ, приобретенные в предыдущих полетах, оптимальная организация работ на станции, разумное взаимодействие и взаимопомощь российских космонавтов, работающих на станции, а также настрой на своевременное и в полном объеме выполнение профессиональных задач.

Состояние здоровья членов экипажа в полете

По данным радиопереговоров и медконтроля состояние здоровья членов экипажа транспортного корабля «Союз ТМА-09М» № 709 во время выведения и орбитального полета было хорошим.

В первые дни после стыковки БИ-4 жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Сон был хорошим, без пробуждений. Ощущения перегрузки и вибрации на выведении соответствовали ожидаемым. Во время автономного полета БИ-4 скафандр не снимал, АСУ ТПК не использовал. Ни во время автономного полета, ни после перехода на станцию симптомов болезни движения не было. Изделие «Браслет» не использовал. После стыковки было предоставлено время для отдыха – выспался, чувствовал себя отдохнувшим и бодрым. Выполнил большую часть работ по разгрузке ТПК «Союз ТМА-09М».

04.06.13 г. во время разговора с врачом экипажа БИ-4 отметил, что реализованный в период предстартовой подготовки режим сна–бодрствования позволил сохранить высокую степень работоспособности во время подготовки к старту, выведения, автономного полета и стыковки. Сонливости, утомления не было. Переход на стационарное время прошел гладко и незаметно. БИ-4 сообщил, что необходимости в использовании укладки «Профилактика болезни движения» не было. В минувшие дни отдыха БИ-4 извлек из этой укладки препараты для профилактики болезни движения, шприцы и перчатки и уложил в пакет зиплок.

Перед ВКД жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Подготовка к ВКД была по плану. Подгонку скафандров считал оптимальной. Свою физическую форму расценивал как хорошую. Медицинских противопоказаний к выполнению ВКД для БИ-4 не было.

После ВКД жалоб на состояние здоровья не предъявлял. Самочувствие и настроение были хорошими.

Подгонка скафандра была удачной. Однако отмечал, что рукава скафандра были максимально укорочены, поэтому имелись небольшие намины в области верхней трети предплечья (в проекции расположения подшпника рукава скафандра). Система охлаждения работала эффективно, температурный режим был комфортным на протяжении всех «Выходов».

Физическое утомление после ВКД было среднее, ожидаемое, по его ощущениям у него еще оставались функциональные резервы на несколько часов работы в скафандре. Имело место ощущение усталости мышц рук и верхнего плечевого пояса, какое бывает после выполнения большого объема резистивных упражнений. Симптомов декомпрессионных расстройств не было.

05.11.13 г. жалоб на состояние здоровья не предъявлял, самочувствие было хорошим. Настроение веселое, бодрое, доволен выполненной перестыковкой. Сдвиг РТО перед посадкой перенес хорошо. Дни отдыха провел по своему усмотрению, отдохнул хорошо. Самостоятельно выполнял дополнительные работы по укладке Союза ТМА-09М.

Медицинское обеспечение (общая характеристика)

Медицинское обеспечение экипажей МКС-36/37 осуществлялось в соответствии с требованиями по медицинским операциям на Международной космической станции (ISS MORD). Многосторонние медицинские комиссии и полетные врачи контролировали планирование и реализацию медицинских операций. Как всегда, отмечалось хорошее взаимодействие группы медицинского обеспечения Главной оперативной группы управления (ГМО ГОГУ) с полетными врачами экипажа. Программа медицинского контроля, медицинских операций и научных медико-биологических исследований выполнена в запланированном объеме.

Результаты медицинского контроля членов экипажа МКС-36/37 свидетельствовали об адекватных физиологических реакциях и достаточных функциональных резервах организма как в ходе полета, так и на завершающем его этапе. В послеполетном периоде космонавты были дееспособны, активны при весьма умеренных реадaptационных сдвигах.

Санитарно-гигиенические условия на МКС были без существенных изменений. Была проблема с микробиологическими пробами. Исследования в ходе полета выявили на СРВК колиформы. Стоял вопрос, что это заражена вода или колиформы в других местах. После смены всех приемных устройств и пролива горячей водой теплого коллектора СРВК повторные анализы показали отсутствие колиформ. Отсутствие было и в тех пробах, которые вернулись на Землю. Это подтверждало тот факт, что вода в ATV была достаточно качественной.

Радиационные условия были благоприятные. Хотя в конце полета имелась вспышка на Солнце. Эта вспышка произошла несколько позже, чем прошел «Выход».

В процессе полета КЭ был проведен большой объем работ по вводу в эксплуатацию тренажера «Бегущая дорожка» БД-2, включая проведение тестов на тренажере по оценке системы виброизоляции, что позволило получить дополнительные данные по нагрузкам на элементы МКС при выполнении ФТ. На завершающем этапе полета КЭ выполнил программу ОДНТ-тренировок, несмотря на технические проблемы в системе регулирования давления в «Чибисе». КЭ выполнял локомоторные и резистивные тренировки по индивидуальной программе в

соответствии с рекомендациями специалистов по ФТ и функциональными особенностями. Пассивный режим при тренировках на БД-2 не использовал. В целом, с учетом функциональных особенностей и индивидуальной программы профилактических мероприятий, КЭ и экипаж старался придерживаться тех требований, которые им предъявлялись.

Психологический климат в экипаже и взаимодействие с наземными медицинскими службами и полетным врачом оцениваются высоко. Экипаж отличался четкостью в работе, отличным взаимопониманием с медицинскими службами и строго следовал всем медицинским рекомендациям.

Российские системы жизнеобеспечения функционировали штатно, сохраняя в целом нормальные условия микроклимата.

Физиолого-гигиеническая характеристика среды обитания

Параметры микроклимата МКС

Параметры микроклимата колебались в нормальных пределах, за исключением температуры воздуха (эпизодически, в некоторых местах на станции, на нескольких витках температура воздуха превышала нормальные величины) и периодически пониженной относительной влажности.

Повышение температуры воздуха в основном отмечалось в периоды «солнечной» орбиты станции. Экипаж также отмечал повышение температуры в районе рабочей зоны СМ при наличии ATV в конфигурации станции и связывал это с тем, что теплый воздух из ATV задерживался в СМ, вентиляторы которого не справлялись с его дальнейшим перераспределением в объем станции.

Для снижения температуры воздуха в СМ СОТР переводилась в максимальный режим работы: включались в параллельную работу КОХ1 и КОХ2; РРЖ1 и РРЖ2 перенастраивались с 14 °С на 10 °С.

11.10.13 г. экипажу были даны рекомендации по улучшению циркуляции воздуха в районе БД-2 в РО СМ.

Для оптимизации влажностного режима временно отключались СКВ в РС. Жалоб на сухость воздуха от экипажа не поступало.

11.07.13–12.07.13 г. отмечалось неоднократное ложное срабатывание датчиков дыма в ФГБ, СО1, МИМ1 и МИМ2.

После ВКД отмечались ложные срабатывания датчиков АСУ, что, по мнению специалистов, связано с изменениями давления на МКС во время ВКД. 17.08.13 г. проведены РВР (замена одного датчика), после чего работа АСУ была восстановлена.

Периодически при включении СКО «Электрон-ВМ» в работу после штатного отключения (для проведения технических работ) проходил «отказ» основного насоса и переход на резервный. После РВР система запускалась в штатную работу.

10.10.13 г. экипаж РС МКС дважды регистрировал срабатывание аварийно-предупредительной сигнализации «задымление» после работ в запанельном пространстве ФГБ. Экипаж связывал срабатывание сигнализации с наличием пыли и оценивал как ложное.

Санитарно-гигиеническое состояние МКС

Еженедельно экипаж проводил плановую уборку станции. При ежемесячных отборах проб воздуха пробоотборником ИПД в СМ монооксида углерода не определялось; при отборах проб воздуха в СМ 09.09.13 г. и 06.11.13 г. пробоотборником ИПД аммиака не обнаружено. Замечаний от экипажа в сеансах радиосвязи не поступало.

18.06.13 г. первый вход в ATV4 экипаж выполнял в СИЗ: респираторах и очках. В пробе воздуха ATV4 пробоотборником ИПД монооксид углерода не обнаружен. КЭ отметил, что ATV4 «хороший, чистый корабль». «Запах есть, это естественно, это запах новой машины, новая упаковка, все новое».

У БИ-4 по СЛГ замечаний нет. БИ-4 спал в каюте СМ в наушниках с активным подавлением шума и закрывал дверь в каюту. Иногда использовал индивидуальные беруши.

25.07.13 г. КЭ МКС-36 сообщил, что на станции появился запах, похожий на запах тлеющей проводки. После поисков источника запаха было установлено, что источником запаха является один из четырех вентиляторов БРИ. БРИ отключен, вентилятор отсоединен от питания.

30.07.13 г. КЭ МКС-36 отметил большое количество пыли, скапливающейся в запанельном пространстве. При откручивании крепежных болтов в ТК «Прогресс» № 420 КЭ отметил появление металлической стружки. По мнению КЭ в ТК «Прогресс» № 420 грузы уложены не очень рационально и аккуратно, на многих контейнерах и грузах не было маркировки.

При работе через иллюминатор № 9 использовал солнцезащитные очки.

Питание и водопотребление

На всем протяжении полета замечаний от экипажа не поступало. По сообщениям врача экипажа на всем протяжении полета аппетит был хорошим, водопотребление в норме. Во время выполнения ВКД жажды не было. Но воду, подкисленную лимонным соком, которой был заполнена питьевая емкость, выпивал всю.

08.07.13 г. БИ-4 совместно с БИ-2 провели сортировку контейнеров с рационами питания с таким расчетом, чтобы использовать сначала наиболее старые контейнеры.

30.07.13 г. ТК «Прогресс № 420» доставил на станцию свежие овощи и фрукты. Экипаж с удовольствием употреблял их в пищу.

08.10.13 г. КЭ высказал пожелание: иметь велькро на пакетах с напитками, для того, чтобы фиксировать их на панелях в ходе работы и ФУ.

14.10.13 г. был проведен анализ питьевой воды в американском сегменте, показатели в пределах нормы, эта питьевая вода пригодна для употребления. КЭ рекомендовано регулярно в ходе приема пищи употреблять поливитамины из пищевых контейнеров.

29.10.13 г. экипаж высказал мнение, что на станции в настоящее время в рационах питания недостаточное количество каш, «снеков» (сухофрукты, десерты, орехи, фруктовые палочки) и чая с сахаром при избытке первых и вторых блюд.

01.11.13 г. на борт была отправлена радиограмма с рекомендациями, указанием мест размещения каш в контейнерах с рационами и информацией о доставке на ТК № 421 дополнительных контейнеров с кашами и напитками.

Результаты акустических измерений

Во время полета проводились работы по определению индивидуальной шумовой нагрузки за дневной и ночной периоды времени с использованием индивидуальных акустических дозиметров (IAD, фирмы Noise Pro).

Места сна российских членов экипажей:

- МКС 35: БИ-1 (П.В. Виноградов) – левая каюта СМ;
БИ-2 (А.А. Мисуркин) – верхняя каюта NODE 2.
- МКС 36: БИ-4 (Ф.Н. Юрчихин) – правая каюта СМ;

Анализ полученных данных по экипажу МКС-36 показал, что шумовая нагрузка за дневной и за ночной периоды превышает предельно допустимый уровень (ПДУ) как у российского космонавта (6,9 дБА и 14,3 дБА, соответственно), так и у американских астронавтов (4,0–8,7 дБА и 1,9–2,4 дБА, соответственно).

В связи с превышением допустимых значений акустической нагрузки за дневной период времени, БИ-4 рекомендовалось использовать средства индивидуальной защиты слуха (беруши или наушники с активным подавлением шума) при работе в местах расположения шумящего оборудования.

На период сна продолжать закрывать дверь каюты и использовать средства индивидуальной защиты слуха (наушники с активным подавлением шума).

Радиационная обстановка в РС МКС

За время полета радиационная обстановка внутри станции оставалась спокойной. Накопленная поглощенная доза за полет у членов экипажа составила 58,4 мГр, что не превышает допустимые значения доз, определенных согласно Flight Rules.

Во время частных медицинских конференций российский врач экипажа постоянно напоминал КЭ о необходимости носить с собой индивидуальный дозиметр.

Во время проведения ВКД-34 и ВКД-35 были использованы следующие датчики: АО302 находился на подносе пульта Пилле, АО307 находился в СО-1, АО309 – в скафандре БИ-2, АО312 – в скафандре БИ-4. Дополнительная поглощенная доза на членов экипажа за время ВКД-34 и ВКД-35 не превышала допустимые значения. Полученные дозы находились в пределах значений, допустимых «Нормами радиационной безопасности экипажа космического аппарата при орбитальных космических полетах» (рис. 2).

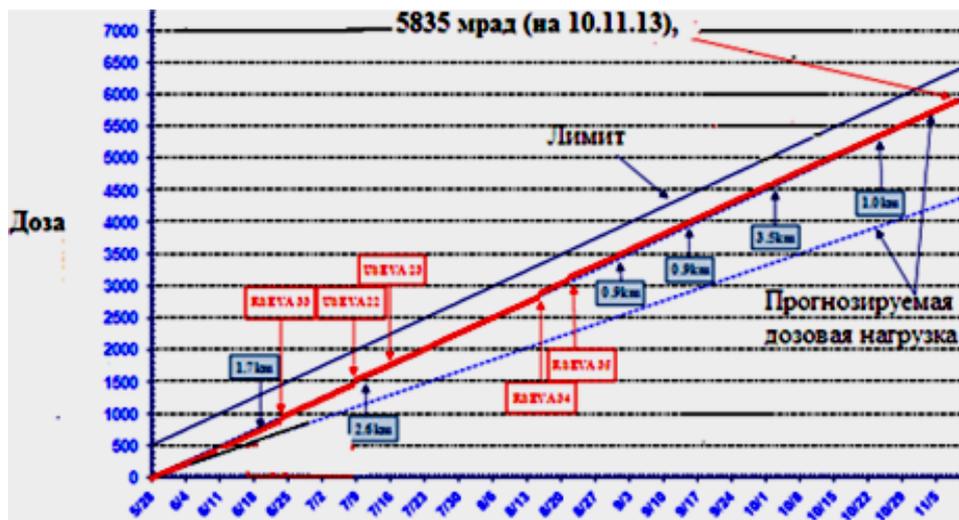


Рис. 2. Радиационная нагрузка на экипаж МКС-36/37

Система профилактики в полете

31.05.13 г. БИ-4 планировалось ознакомление с оборудованием и процедурами выполнения ФТ на бортовых тренажерах, в дальнейшем физические тренировки планировались по российской программе, два раза в день общей продолжительностью 2,5 часа на БД-2/Т2 и ВБ-3М/ARED с чередованием (рис. 3, 4).

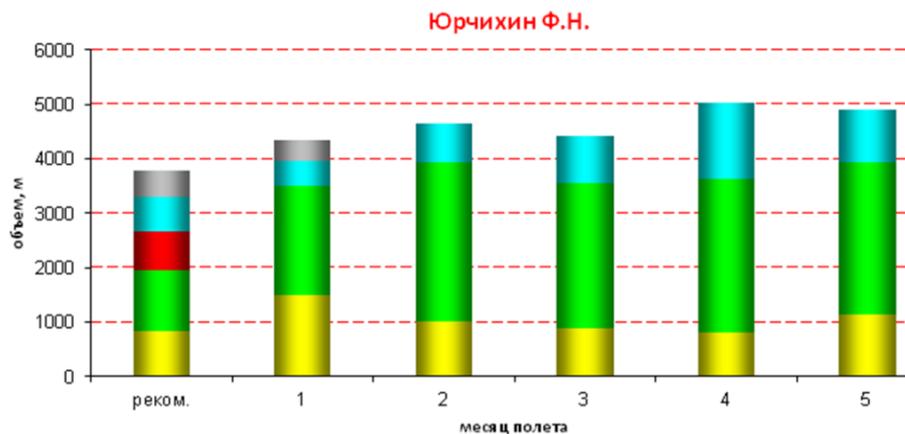


Рис. 3. Выполнение программы профилактических мероприятий (КЭ выполнял локомоторные и резистивные тренировки по индивидуальной программе в соответствии с рекомендациями специалистов по ФТ и функциональными особенностями. Пассивный режим при тренировках на БД-2 не использовался)

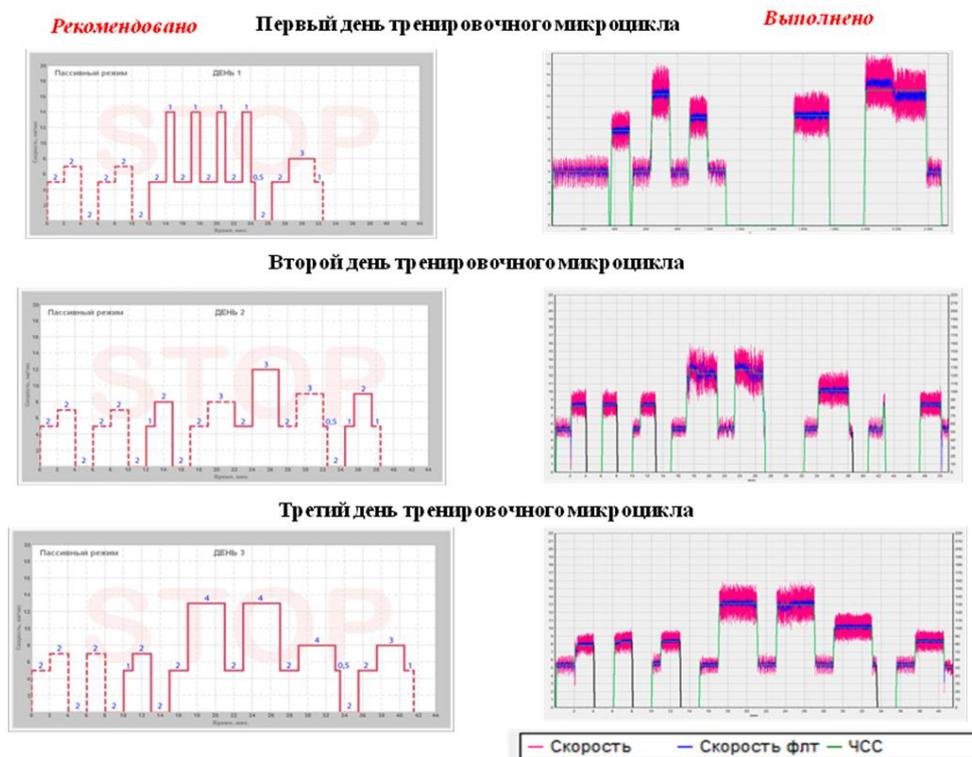


Рис. 4. Структура локомоторных тренировок БИ-4/КЭ

С 21.10.13 г. в соответствии с требованиями на заключительном этапе полета и рекомендациями специалистов ИМБП планировались двухразовые тренировки на бегущей дорожке БД-2 с заменой через день одного занятия тренировкой на ARED и ОДНТ-тренировки (с 30.10.13 г.).

Профилактическое изделие «Браслет» не использовал.

Физические тренировки выполнял в полном объеме, согласно форме 24 и рекомендациям специалистов. БИ-4 отмечал, что положительным свойством БД-2 является ее стабильность, сбалансированность. Отрицательными: 1) жесткость (из-за тонкого полотна чувствуются ролики, несмотря на то что у него кроссовки для бега с толстой подошвой); 2) место расположения притяга смещено к переднему краю дорожки. Постепенно привыкал к выполнению упражнений на БД-2. В активном режиме работы дорожки постепенно увеличивал скорость бега до 12 км/ч. Первоначально использовал притяг с нагрузкой 65 кг, эта нагрузка показалась ему чрезмерной, и он тренировался с притягом 55 кг. Средняя дистанция за одну тренировку составляла 3,5 км.

БИ-4 на велотренажере ВБ-3М тренировался с использованием велотуфель, при этом отмечал, что они очень удобны.

Медико-биологические эксперименты в период МКС 36/37

Программа МКС 36/37 (Ф.Н. Юрчихин) включала: 3 полетных («Хроматомасс-спектр М», «Биориск», «Матрешка») и 10 до- и послеполетных экспериментов: «Моторный контроль», «Сенсорная адаптация», «Равновесие», «Перегрузки», «Гейзпин», «Иммунорецепторы», «Плетизмо-вены», «Локомоции», «Протеом крови и мочи», «Изокинез» (рис. 5).

Все медико-биологические эксперименты выполнены полностью.



Биориск



«Хроматомасс-спектр М»



Матрешка

Рис. 5. Медико-биологические эксперименты в период МКС-36/37

Заключение

Медицинское обеспечение здоровья экипажей МКС-36/37 осуществлялось в соответствии с требованиями ISS MORD, SSP 50260.

Состояние здоровья членов экипажа в ходе полета оценивается как «хорошее» и «соответствующее длительности полета».

Программа медицинского контроля, медицинских операций и научных медико-биологических исследований выполнена в запланированном объеме.

Медицинские операции и медико-биологические эксперименты выполнены экипажем в полном объеме в соответствии с программой полета на высоком профессиональном уровне. Уровень предполетной подготовки – адекватный задачам полета.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

NODE 2 – модуль станции

TVIS – американская беговая дорожка (тредмил виброизолирующая система)

АСУ – ассенизационно-санитарное устройство

ВБ-3М – велоэргометр бортовой

ИПД – индикаторный пробоотборник Дрейгера

ОДНТ – отрицательное давление на нижнюю часть тела

СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности

СОГС – средства обеспечения газовой среды

СТР – система терморегуляции

ФГБ – функциональный грузовой блок

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ В КОСМОС

THEORY AND PRACTICE OF HUMAN SPACE FLIGHTS

УДК 629.78.007

ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ К СОЗДАНИЮ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

Б.А. Наумов, В.П. Хрипунов

Лауреат Государственной премии РФ в области науки и техники, канд. техн. наук, доцент Б.А. Наумов; канд. техн. наук, доцент В.П. Хрипунов (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье рассмотрены особенности и тенденции космического тренажеростроения. Представлено сравнение эксплуатационных характеристик тренажеров по программам «Мир» и российского сегмента Международной космической станции. Показаны основные недостатки, присущие космическому тренажеростроению, и пути их устранения.

Ключевые слова: технические средства подготовки космонавтов, эксплуатационные характеристики, формирование комплекса технических средств подготовки космонавтов.

Basic Approaches to the Creation and Operation of the Technical Facilities for Cosmonaut Training. B.A. Naumov, V.P. Khripunov

The paper considers features and tendencies in the sphere of space simulator building and compares performance characteristics of simulators for MIR and ISS RS programs. Also, it presents the main shortcomings inherent in space simulator building and the ways to overcome them.

Keywords: technical facilities for cosmonaut training, performance characteristics, development of technical facilities for cosmonaut training.

Одним из основных компонентов российской системы подготовки космонавтов является комплекс технических средств подготовки космонавтов (ТСПК). ТСПК – средства, предназначенные для профессиональной подготовки космонавтов, обеспечивающие их теоретическую и практическую подготовку, выработку профессиональных навыков и умений, необходимых для выполнения космического полета и действий после посадки, подготовку организма космонавтов к воздействию факторов космического полета [1].

Для обеспечения технической подготовки по российскому сегменту Международной космической станции (РС МКС) состав комплекса ТСПК включает в себя:

- средства теоретической и технической подготовки;
- функционально-моделирующие стенды;
- специализированные и комплексные тренажеры;
- имитаторы условий космического полета;
- технические средства медико-биологической подготовки;
- комплексные самолетные тренажеры различного назначения;

- средства подготовки к работам в открытом космосе;
- средства подготовки к действиям после посадки в различных климатогеографических зонах и др.

В общей сложности по программе РС МКС на сегодняшний день создано около ста технических средств подготовки космонавтов. Проведенный анализ создания и последующей активной эксплуатации ТСПК за период 1960–2013 гг. позволяет выявить основные тенденции космического тренажеростроения [2].

1. Повышение интенсивности использования технических средств подготовки космонавтов.

Время, выделяемое для тренажерной подготовки, увеличилось с 5 % (программа «Восток») до 62 % (программа МКС).

Так, в период 2000–2011 гг. только на комплексных и специализированных тренажерах орбитальных модулей российского сегмента МКС и российских транспортных кораблей для подготовки экипажей было проведено 19 678 тренировок. На проведение тренировок было затрачено 52 400 часов. Время, затраченное на эксплуатацию тренажеров (тренировки, доработки, испытания, подготовка к проведению тренировок, регламентные работы, устранение отказов и сбоев), составило 111 985 часов [3].

2. Повышение эксплуатационной надежности технических средств подготовки космонавтов.

Сравнение эксплуатационных характеристик тренажеров по программе «Мир» и тренажеров российского сегмента МКС показало, что на тренажерах РС МКС за счет повышения надежности аппаратных и программных средств количество отказов уменьшилось в 21 раз, средняя наработка на отказ увеличилась в 14 раз, вероятность безотказной работы увеличилась на 15 %, коэффициент технического использования увеличился на 10 %.

3. Усложнение программного обеспечения и бортового оборудования тренажеров (тренажерных комплексов).

Данная тенденция приводит к увеличению времени на проведение доработок, модернизации ТСПК и устранение отказов.

На тренажерах РС МКС до 25 % распределяемого времени затрачивается на проведение их доработок и модернизации. При анализе объема и перечня выполненных доработок определилось следующее соотношение проводимых работ:

- около 40 % доработок идет на обеспечение соответствия штатного (летного) изделия и тренажера (в основном эти работы касаются бортового программного и аппаратного обеспечения);
- 60 % доработок направлено на совершенствование составных элементов тренажера и устранение замечаний, выявленных в процессе тренировок [3].

Что касается времени восстановления тренажера после отказа, то по сравнению с тренажерами по программе «Мир», среднее значение этого времени увеличилось в 10 раз.

4. Расширение специализации тренажеров.

Наряду со специализированными и комплексными тренажерами создаются компьютерные тренажеры для предтренировочной подготовки, мобильные тренажеры для предстартовой подготовки, бортовые тренажеры и т.п.

5. Увеличение количества привлекаемых организаций к разработке и созданию тренажеров.

От 6 (программа «Восток») до 26 (программа МКС).

6. Увеличение количества бортового оборудования, изготовленного в тренажерном исполнении.

Сложность и уникальность технологии изготовления штатного бортового оборудования, большая стоимость и накладываемые ограничения на использование его в тренировочном процессе привели к необходимости применения на ТСПК тренажерных аналогов бортового оборудования. В настоящее время на ТСПК РС МКС более 25 % оборудования изготовлено в тренажерном исполнении.

7. Увеличение длительности эксплуатации ТСПК.

Увеличение сроков эксплуатации на орбите орбитальных пилотируемых комплексов (ОПК) приводит к соответствующему увеличению сроков эксплуатации комплекса ТСПК. Так, эксплуатация комплекса ТСПК по программе «Мир» составила около 16 лет. Эксплуатация комплекса ТСПК по РС МКС предположительно составит более 20 лет.

8. Увеличение количественного состава комплекса ТСПК.

Общая тенденция усложнения космических программ, как в части бортового оборудования, так и научных экспериментов, требует более тщательной практической подготовки космонавтов. Это неизбежно приводит к количественному увеличению комплекса ТСПК.

К основным недостаткам существующего космического тренажеростроения необходимо отнести следующие:

1. Несвоевременность создания ТСПК.

В таблице показаны даты пусков летных изделий по программам «Мир», РС МКС и даты создания комплексных тренажеров для подготовки на этих изделиях.

Таблица

Даты пусков летных изделий и даты создания их комплексных тренажеров

№ п/п	Наименование летного изделия	Запуск летного изделия	Ввод в эксплуатацию комплексного тренажера (год)
1	Базовый блок орбитального комплекса «Мир»	1986	1988
2	Орбитальный модуль «Квант»	1987	1987
3	Орбитальный модуль «Квант-2»	1989	1991
4	Орбитальный модуль «Кристалл»	1990	1992
5	Орбитальный модуль «Спектр»	1995	1996
6	Орбитальный модуль «Природа»	1996	1997
7	Орбитальный модуль «Звезда»	2000	1999
8	Орбитальный модуль «Заря»	1998	1999
9	Орбитальный модуль «Пирс»	2001	2005
10	Малый исследовательский модуль «МИМ1»	2010	2013
11	Малый исследовательский модуль «МИМ2»	2009	2013

Несвоевременность создания ТСПК приводит к увеличению количества замечаний при работе экипажей на борту орбитального пилотируемого комплекса.

2. Проведенный анализ созданных по различным программам тренажерных средств показывает разобщенность головных разработчиков тренажеров в подходах по их созданию. Эти работы ведутся разрозненно, на различных технических принципах и зачастую большой номенклатуре уникальных технических средств (вычислительные средства, средства имитации внешней визуальной обстановки, устройства сопряжения с объектом и т.д.). В результате снижаются возможности по интеграции тренажеров в единые комплексы, усложняется процесс эксплуатации, а также снижаются возможности по стандартизации и унификации ТСПК. Это создает противоречие между существующим эмпирическим подходом к формированию комплекса ТСПК и требованиями рациональности комплекса ТСПК.

3. Используемая в настоящее время стратегия эксплуатации ТСПК «по отказу» не позволяет организовать плановое проведение доработок, модернизации и ремонтно-восстановительных работ на тренажерах.

4. Недостаточная унификация программного и аппаратного состава тренажеров и их составных частей приводит к увеличению обслуживающего персонала и невозможности формирования единого комплекта запасных частей, инструментов и принадлежностей (ЗИП).

5. Отсутствие единого банка данных по создаваемым тренажерам (технологии, модели бортовых систем, структурные модули, бортовое оборудование в тренажерном исполнении и т.д.) не позволяет эффективно использовать апробированные технические заделы по уже созданным тренажерам.

Таким образом, современные подходы к формированию комплекса ТСПК и технологии его создания не позволяют в полной мере выполнять все требования, предъявляемые системой подготовки космонавтов к комплексу ТСПК. Основными причинами этих противоречий является отсутствие единых подходов к формированию комплекса ТСПК, отсутствие единых требований ко всем элементам комплекса, отсутствие эффективной технологии создания комплекса ТСПК.

При определении подходов к формированию комплекса ТСПК необходимо обратить внимание на выявленные особенности и тенденции космического тренажеростроения [2]. К основным особенностям космического тренажеростроения относятся:

- сложность, сравнимая со сложностью летных изделий, и высокая стоимость создания тренажера;
- длительные сроки создания тренажера (от 2 до 4 лет);
- необходимость создания ТСПК параллельно с созданием летного изделия (с целью обеспечения подготовки первых экипажей) в условиях отсутствия полного комплекта документации главного конструктора;
- длительный период эксплуатации тренажеров (от 15 до 20 лет);
- обеспечение возможности постоянной модификации тренажера в соответствии с изменениями на летном изделии в течение всего срока его эксплуатации без значительных перерывов в тренировках.

Основываясь на требованиях, обеспечивающих эффективность подготовки экипажей, можно сформулировать основные требования к создаваемому комплексу технических средств подготовки космонавтов:

- создаваемый комплекс ТСПК должен обеспечивать возможность практической отработки всего множества полетных операций и всего множества нестандартных ситуаций;
- количество создаваемых ТСПК в основном определяется количеством экипажей и требуемой интенсивностью проведения тренировок;

- создаваемый комплекс ТСПК должен обеспечивать необходимый уровень адекватности проводимых тренировок реальному полету;
- комплекс ТСПК должен быть создан заблаговременно до запуска ПКА, с целью обеспечения эффективной подготовки экипажей;
- создаваемый комплекс ТСПК должен обеспечивать выполнение методических требований подготовки космонавтов;
- создаваемый комплекс ТСПК должен обеспечивать унификацию программных и аппаратных средств создаваемых тренажеров.

Тенденции дальнейшего усложнения тренажерной техники, расширения ее номенклатуры и количества, увеличение количества экипажей, одновременно проходящих тренажерную подготовку, возникающие сложности при эксплуатации тренажерной техники обуславливают необходимость перехода от эвристических методов формирования комплекса ТСПК к научно обоснованным подходам ее создания и эксплуатации.

Формирование состава комплекса ТСПК должно происходить за счет покрытия пространства задач подготовки космонавтов функциональными возможностями тренажерных средств. Типы тренажерных средств и их количество определяются, исходя из методических требований системы подготовки. Состав, количество и способы построения технических средств подготовки должны определяться таким образом, чтобы обеспечить должный уровень подготовки экипажей [2].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Проект «Руководство по подготовке космонавтов в Российской Федерации» (РПК – 2012).
- [2] Наумов Б.А. Космические тренажеры / Б.А. Наумов. – Звездный городок: ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», 2013. – 214 с.
- [3] Журналы проведения тренировок по комплексным и специализированным тренажерам. ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина».

УДК 629.783:523.34

ТЕХНОЛОГИИ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ ПИЛОТИРУЕМЫМИ И АВТОМАТИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ

О.А. Сапрыкин

Канд. техн. наук О.А. Сапрыкин (г. Королёв, ЦНИИмаш)

Традиционные методы изучения и освоения Луны сводятся к предложениям реализации миссий обособленно – либо робототехнических (без участия человека), либо пилотируемых. Это приводит к тому, что результаты, получаемые в ходе этих миссий, носят, с одной стороны, частный (локальный) характер. С другой стороны, эти результаты в случае пилотируемых миссий обходятся организаторам миссий достаточно дорого. В работе рассматривается концепция широкомасштабного освоения Луны одновременно с участием и человека, и робота. Рассмотрено несколько сценариев реализации таких комплексных миссий. Автором предложена номенклатура робототехнических и пилотируемых средств, которая позволяет реализовать предложенную концепцию, определены основные требования к этим средствам. Показано, что предложенная концепция позволяет реализовать программу изучения и освоения Луны на качественно новом уровне, обладает целым рядом важных преимуществ по отношению к обособленным программам автоматических и пилотируемых миссий. В частности, при реализации предложенной технологии результаты, получаемые при миссиях на Луну, будут носить комплексный характер, а эффективность и безопасность пилотируемых миссий существенно возрастут.

Ключевые слова: Луна, программы автоматических и пилотируемых миссий, робототехнические комплексы, луноход, космические средства, комплексные исследования.

Technologies of the Moon Exploration Using Manned and Unmanned Means. O.A. Saprykin

Traditional approaches to the study and exploration of the Moon imply the implementation of either robotic or manned missions. This leads to the fact that the obtained results on the one hand are of particular (local) nature and on the other hand, when it comes to manned missions they are too expensive for the organizers. The paper deals with the conception of a full-scale exploration of the Moon with simultaneous participation of a human and a robot in the process. Several scenarios of the implementation of such complex missions are examined here. The author proposes a range of robotic and manned means, which allow realizing the proposed concept, and defines the primary requirements for them. It is shown that the concept allows implementing the Moon exploration program on a qualitatively new level and has a number of important advantages over the programs of only automatic or only manned missions. In particular, the proposed technology ensures the comprehensive nature of the results of lunar missions and an essential improvement of an efficacy and safety of manned missions.

Keywords: the Moon, programs of robotic and manned missions, robotic complexes, lunar rover, space systems, complex investigations

1. Введение

Проекты детального изучения планет, в частности, Луны, Марса, традиционно рассматриваются в рамках автоматических и пилотируемых программ обособленно друг от друга. Тем не менее, сочетание этих двух стратегий может дать новые преимущества, недоступные при традиционных подходах. Появление данной работы продиктовано следующей совокупностью факторов:

1. Пилотируемые миссии на Луну предопределены эволюцией космической деятельности.

2. Автоматические посадки на Луну в 20 раз менее дорогостоящие, чем пилотируемые.

3. Наличие человека позволяет проводить комплексную (интеллектуальную) работу, в том числе исследования реголита без большого объема поставки последнего на Землю.

4. Наличие человека позволяет поддерживать многоразовые лунные объекты.

5. Пилотируемые аппараты для полета и посадки на Луну имеют различную степень готовности. Представляется возможность шаг за шагом реализовать разведочную программу с последовательным совершенствованием технических решений.

6. Представляется возможность использовать возвращаемую пилотируемую капсулу для доставки реголита на Землю без разработки специального автоматического аппарата для возвращения проб.

7. Развертывание сложных, интенсивно функционирующих робототехнических комплексов на поверхности Луны, управляемых человеком, будет, фактически, началом освоения Луны.

Предлагается рассмотреть два основных сценария доставки лунного грунта: с использованием роботов-луноходов (мобильных напланетных средств), а также с использованием многоразовых взлетно-посадочных станций.

2. Состав космических средств

Состав используемых космических средств:

1. Российский пилотируемый корабль нового поколения для лунных орбит (ПТК/MTV) с отсеком обслуживания либо американо-европейский многоцелевой пилотируемый корабль (MPCV) с модулем типа Node.

2. Легкий беспилотный посадочный модуль (БПМ 1/U LM 1).

3. Тяжелый беспилотный посадочный модуль (БПМ 2/U LM 2).

4. Легкий беспилотный взлетно-посадочный модуль (БВПМ 1/ U ADS 1).

5. Тяжелый беспилотный взлетно-посадочный модуль (БВПМ 2/ U ADS 2).

6. Тяжелый луноход (ТЛ/HR).

7. Легкий луноход (ЛЛ/LR).

8. Многоразовый беспилотный взлетно-посадочный комплекс (МБВПК/RUADC).

9. Межорбитальный буксир для БПМ/БВПМ (МБ 1/ Tug 1).

10. Межорбитальный буксир для ПТК (МБ 2/ Tug 2).

11. Ракета-носитель тяжелого класса с массой ПГ, выводимого на круговую низкую околоземную орбиту, 20–25 т (РН ТК/ HLV).

12. Ракета-носитель сверхтяжелого класса с массой ПГ, выводимого на круговую низкую околоземную орбиту, 70–80 т (РН СТК/ SHLV).

Состав используемых в сценариях средств и некоторые технические характеристики, использованные в расчетах на базе апостериорных оценок, приведены в таблице 1.

Предполагается, что «малый» буксир (МБ 1/Tug 1), а также взлетно-посадочные модули и комплексы (БВПМ 1/U ADS 1, БВПМ 2/U ADS 2, МБВПК/RUADC) используют углеводородное топливо с возможностью длительного хранения в космосе. Такие системы на сегодняшний день уже активно эксплуатируются в мировой практике. «Большой» буксир (МБ 2/Tug 2) использует криогенные составляющие топлива (например, H_2+O_2).

Таблица 1

Состав средств, используемых в сценариях

Средство	Масса, т	Масса, дост. ПШ, т	Масса возвр. ПШ, т	Кол-во, использованное в одном сценарии, шт.				% использ-я во всех сценариях
				Сценарий 1а	Сценарий 1б	Сценарий 1с	Сценарий 2	
ПТК/MTV или МРСУ	20-25	0,5	0,1	1	1	1	1	100
Отсек обслуживания* (ОО/SC) или Node	5	2	-	1	1	1	1	100
БПМ 1/ULM 1	1,5	0,5	-	-	1	-	-	25
БПМ 2/ULM 2	4	1,2	-	1	1	-	-	50
БВПМ 1/UADS 1	1,5	0,5	0,05-0,1	3	2	-	-	50
БВПМ 2/UADS 2	4	1,2	0,25	-	-	2	-	25
ТЛ/HR	1	1	-	1	1	2	-	75
ЛЛ/LR	0,1	0,1	-	-	1	-	-	25
МБВПК/RUADC	10	3	0,5-1,0	-	-	-	1	25
МБ 1/Tug 1	16	4	-	2	2	2	1	100
МБ 2/Tug 2	65	20-25	-	1	1	1	2	100
РН ТК/HLV	~800	20	-	2	2	2	-	75
РН СТК/SHLV	~2000	70-80	-	1	1	1	2	100

Примечание: *) ОО/SC является составной частью ПТК/MTV. В случае использования МРСУ аналогом ОО/SC может рассматриваться модуль типа Node.

Особенностью тяжелого лунохода (ТЛ/НР) является то, что он оснащен универсальной манипуляционной системой и буровой установкой с глубиной бурения до трех метров. ТЛ/НР эксплуатируется на дистанциях порядка 1000 км. Его ресурс ограничен, в основном, ресурсом аккумуляторных батарей и состоянием солнечных батарей. Поэтому соответствующие элементы выполнены по модульному принципу и могут быть заменены манипуляционной системой самого лунохода при его взаимодействии с БПМ 2, БВПМ 1 либо БВПМ 2.

Ресурс легкого лунохода (ЛЛ/LR) рассчитан на эксплуатацию на расстояниях 50–100 км в автономном режиме. Этот луноход может быть ассистентом в работе тяжелого лунохода ТЛ/НР и транспортироваться на его борту. Соответственно, его конструкция сопрягаема с конструкцией ТЛ/НР. Луноход ЛЛ/LR также может иметь собственную манипуляционную систему.

Особенностью многоцветного беспилотного взлетно-посадочного комплекса (МБВПК/RUADC) является то, что, в отличие от других беспилотных взлетно-посадочных комплексов (БВПМ 1 и БВПМ 2), этот комплекс является полностью одноступенчатым, его двигательная установка и система посадки рассчитаны на многократное применение. Комплекс может дозаправляться на окололунной орбите и обслуживаться (в том числе, с участием экипажа). Данный комплекс оснащен буровой установкой, позволяющей бурить реголит на глубину до 15 м.

3. Описание сценария 1а

Сценарий начинается с доставки на Луну «тяжелого» беспилотного посадочного модуля (БПМ 2/ ULM 2), полезной нагрузкой которого является «тяжелый» луноход (ТЛ/НР) (рис. 1). Луноход, используя бортовую буровую установку и манипулятор, осуществляет сбор проб грунта на большой дистанции – более 1000 км. Дистанционное управление луноходом и оборудованием в течение его основного времени работы на Луне осуществляется с Земли. По мере движения луноход выполняет периодическое бурение реголита на глубину порядка трех метров. После начала работы лунохода осуществляется доставка трех беспилотных взлетно-посадочных модулей (БВПМ 1), предназначенных для доставки с Луны на окололунную орбиту контейнеров с реголитом, собранным луноходом. Модули отправляются с Земли единым пакетом при запуске одной РН тяжелого класса, однако в окололунном пространстве разделяются и высаживаются в различные районы Луны в область работы лунохода – по трассе его работы. Взлетно-посадочные модули (БВПМ 1) оборудованы взлетным модулем с системой автоматизированной загрузки контейнера и системой хранения реголита. По мере продвижения луноход доставляет образцы реголита к ближайшим БВПМ, расположенным по трассе движения, и перегружает их на борт взлетного модуля. Масса образцов лунного грунта, загружаемая в каждый БВПМ 1, составляет до 100 кг.

Таким образом, общая масса образцов, собранных по трассе движения и перегруженная на борт трех БВПМ 1, составит до 300 кг.

После того, как все взлетные модули трех БВПМ 1 будут заполнены образцами, на окололунную орбиту доставляется пилотируемый российский корабль нового поколения (ПТК) с экипажем на борту. В это время осуществляется старт взлетных модулей всех трех БВПМ 1 с поверхности Луны и их выведение на орбиту в плоскость, максимально совмещенную с плоскостью выведения ПТК.

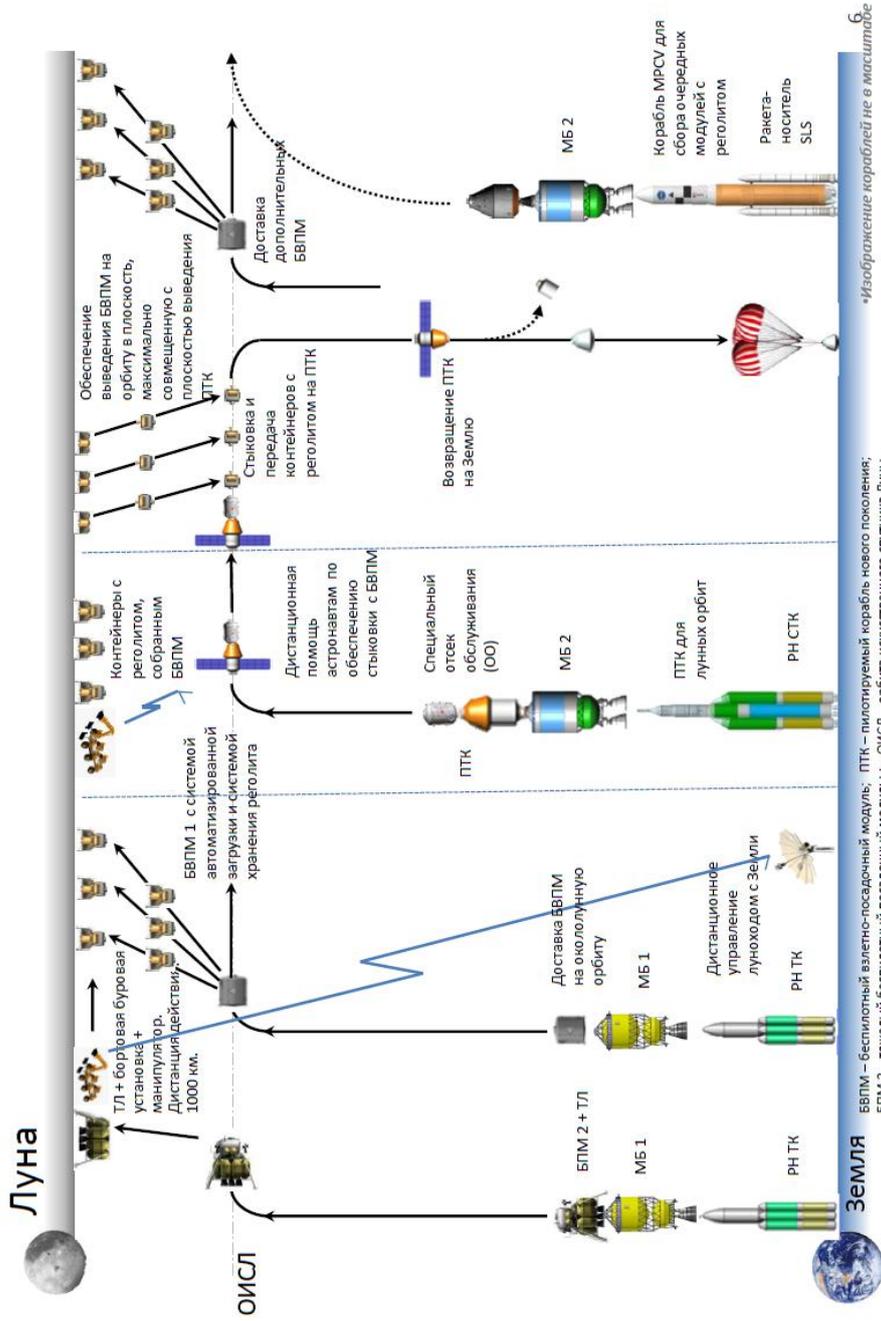


Рис. 1. Сценарий 1а

Задачи ПТК – последовательно состыковаться со всеми взлетными модулями, перегрузить контейнеры с реголитом на свой борт, провести предварительный анализ образцов и отобрать 100 кг наиболее интересных образцов для возвращения на Землю. Для выполнения этих задач корабль ПТК оснащается специальным отсеком обслуживания (ОО), в котором есть мини-лаборатория для работы с образцами лунных пород, средства консервации образцов, средства стыковки с взлетным модулем БВПМ (например, манипулятор), шлюзовая камера для переноса взлетного модуля либо одного контейнера в отсек обслуживания. После выполнения этих задач корабль с экипажем и 100 кг образцов лунных пород возвращается на Землю.

Луноход может продолжать свою работу, для чего на Луну доставляются дополнительные БВПМ 1 по трассе его движения.

Сценарий предполагает широкие возможности международной кооперации и комбинации космических аппаратов различных национальных агентств. Например, следующие полеты для сбора очередных подготовленных луноходом взлетных модулей могут быть осуществлены кораблем MPCV либо другими кораблями, если они будут созданы. В качестве отсека обслуживания может быть использован модуль типа Node. Таким образом, пилотируемые корабли могут сменять друг друга, пролонгируя работу автоматов на Луне.

4. Описание сценария 1b

Сценарий отличается от варианта 1a только тем, что вместо трех беспилотных взлетно-посадочных модулей БВПМ 1 на Луну доставляется два взлетно-посадочных модуля БВПМ 1 и один посадочный модуль БПМ 1. В качестве полезного груза на БПМ 1 доставляется «легкий» луноход (ЛЛ), который используется не только для исследования района посадки, но и в качестве ассистента «тяжелого» лунохода (ТЛ) (рис. 2).

Информация, получаемая от ЛР, используется для уточнения области посадки следующих посадочных модулей и трассы движения «тяжелого» лунохода.

Особенностью сценария 1b является то, что за счет взаимодействия и различия в ходовых качествах ЛЛ и ТЛ можно исследовать достаточно сложные (пересеченные по ландшафту) районы Луны, недоступные каждому отдельно взятому луноходу. При этом ЛЛ может транспортироваться в том числе и на борту ТЛ, за счет чего трасса исследуемого района может быть весьма протяженной (более 1000 км).

Например, ЛЛ может быть приспособлен для передвижения в скальных участках с большими перепадами высот, в глубоких кратерах, внутри лавовых трубок и т.д. Скорость передвижения для ЛЛ не является определяющим параметром и может быть относительно невелика. Тяжелый луноход – напротив, рассчитан на передвижение по «мягкому» реголиту, но с относительно высокой скоростью (порядка 2 км в час, по аналогии с советскими роботами «Луноход-1», «Луноход-2»).

По мере снаряжения БВПМ 1 образцами реголита, доставленным к местам посадки БВПМ 1 тяжелым луноходом, принимается решение о запуске пилотируемого корабля в область Луны. Все операции аналогичны сценарию 1a.

В рамках данного сценария предоставляется также возможность возвращения «легкого» лунохода на борт пилотируемого корабля в одном из взлетных модулей (вместо реголита) для анализа эксплуатации конструкции робота. И даже возвращения его на Землю, если результаты оперативного анализа окажутся важными.

Миссии могут быть продолжены вплоть до исчерпания ресурса ТР.

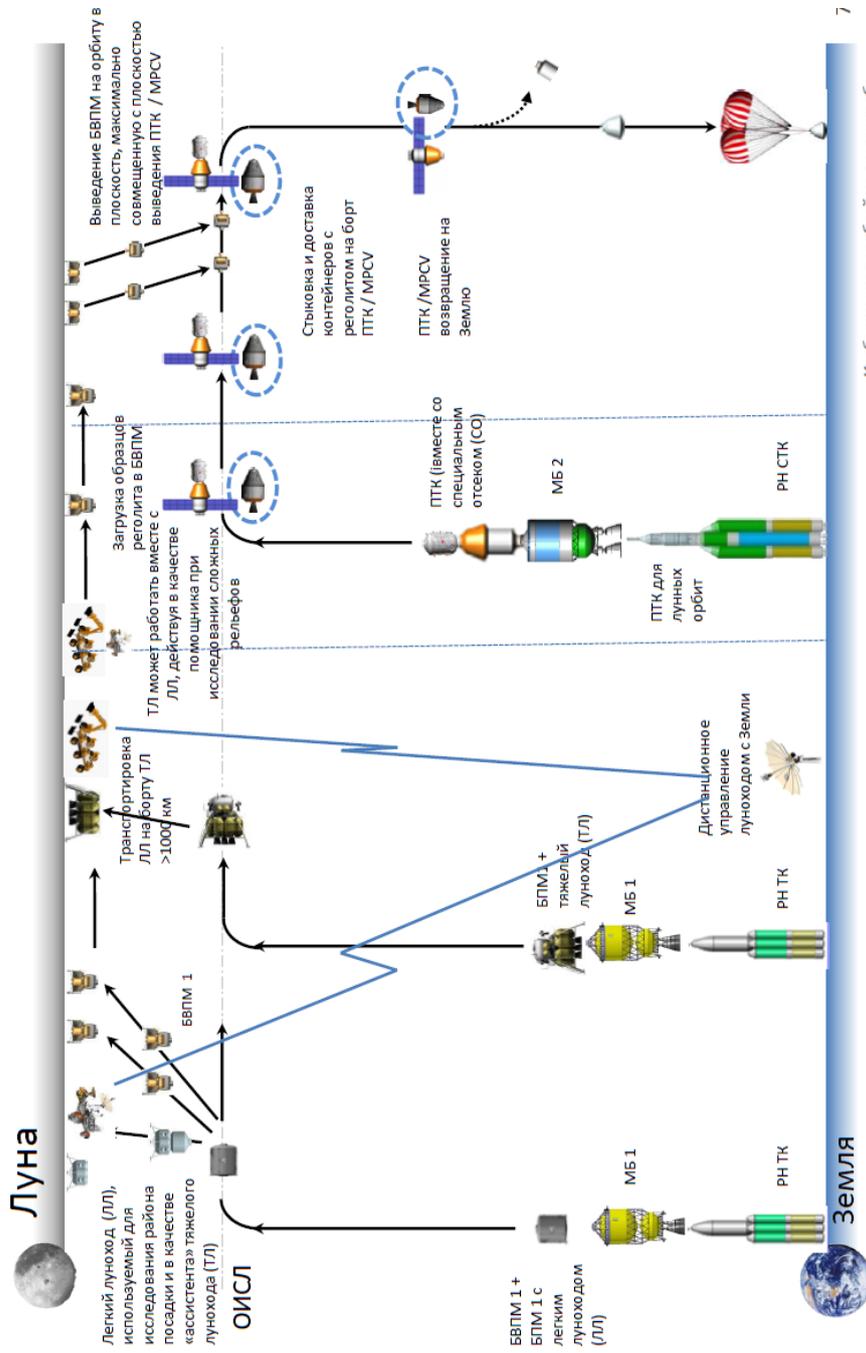


Рис. 2. Сценарий 1б

5. Описание сценария 1с

На поверхность Луны доставляются два идентичных «тяжелых» взлетно-посадочных модуля БВПМ 2, разнесенных друг относительно друга на расстояние 200–300 км. Оба комплекса снабжены одинаковыми тяжелыми луноходами типа ТЛ. Задача каждого лунохода – двигаясь навстречу друг другу, доставить образцы реголита луноходом № 1 в место посадки лунохода № 2, и, напротив, образцы лунохода № 2 в место посадки лунохода № 1. Трассы движения луноходов выбираются различными (не пересекающимися между собой), чтобы максимально объективно оценить селенологические особенности области и ее ландшафт. Если речь идет об области предполагаемой лунной базы, то луноходы помимо решения исследовательских задач могут расставлять по трассе специальное навигационное оборудование (угловые отражатели и т.п.). В случае если один из луноходов не достигнет цели, второй выполняет свою задачу. Это повышает надежность изучения конкретного лунного региона. После перегрузки образцов реголита на борт взлетных модулей, на Земле принимается решение о запуске пилотируемого российского или американского корабля в область Луны. Аналогично предыдущему сценарию (1b), задача пилотируемого корабля состоит в том, чтобы последовательно состыковаться с двумя взлетными модулями, перегрузить контейнеры с реголитом на свой борт и отобрать 100 кг наиболее интересных образцов лунных пород. После завершения этой процедуры корабль возвращается на Землю, завершая тем самым цикл комплексных исследований (рис. 3).

6. Описание сценария 2

В данном сценарии функции беспилотного взлетно-посадочного модуля существенно образом расширены относительно БПВМ 1 и БВПМ 2, в результате чего это средство названо не модулем, а комплексом, причем многоэтапным. В рамках сценария создается многоэтапный беспилотный взлетно-посадочный комплекс (МБВПК) для Луны размерностью порядка 10 тонн. Особенность комплекса – возможность многократно (более трех раз) осуществлять посадку с орбиты искусственного спутника Луны (ОИСЛ) на поверхность Луны и многократно (более двух раз) взлетать с поверхности Луны и выводиться на ОИСЛ. Комплекс обслуживается (в том числе с участием человека) на окололунной орбите и оборудуется сменным научным оборудованием для работы на Луне. В частности, научный комплекс включает буровую установку с возможностью бурения реголита на глубину до 15 метров. Комплекс эксплуатируется совместно с пилотируемыми кораблями типа ПТК либо МРСВ.

Миссия начинается с запуска РН сверхтяжелого класса с массой ПГ порядка 80 тонн (рис. 4). На РН к Луне выводятся два основных элемента – МБВПК и «малый» буксир МБ 1 массой порядка 16 тонн. «Малый» буксир МБ 1, в отличие от «большого» МБ 2, использует долго хранящиеся компоненты топлива (типа АТ+НДМГ), не требующие криостатирования. Эти же компоненты используются на борту МБВПК и ПТК. До Луны оба элемента ПГ летят в связке. На ОИСЛ элементы разделяются. МБВПК совершает автоматическую посадку в заданном районе Луны и осуществляет программу исследований (бурение реголита и др.). Заправленный буксир МБ 1 в это время находится на окололунной круговой орбите. Буксир может быть использован как ретрансляционный спутник связи, если посадка МБВПК осуществляется в районах Луны, где отсутствует прямая связь с Землей (например, на обратной стороне Луны).

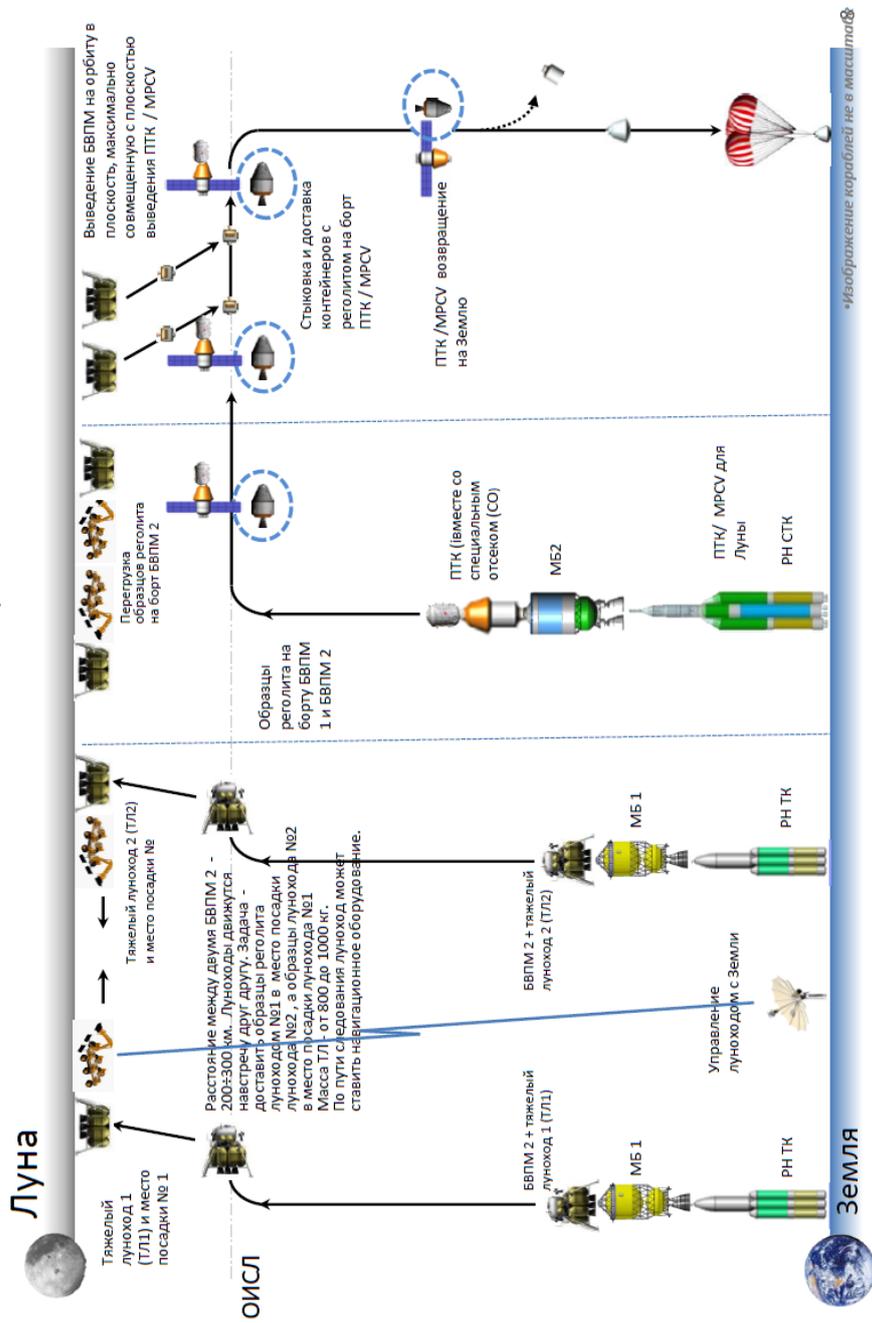


Рис. 3. Сценарий 1с

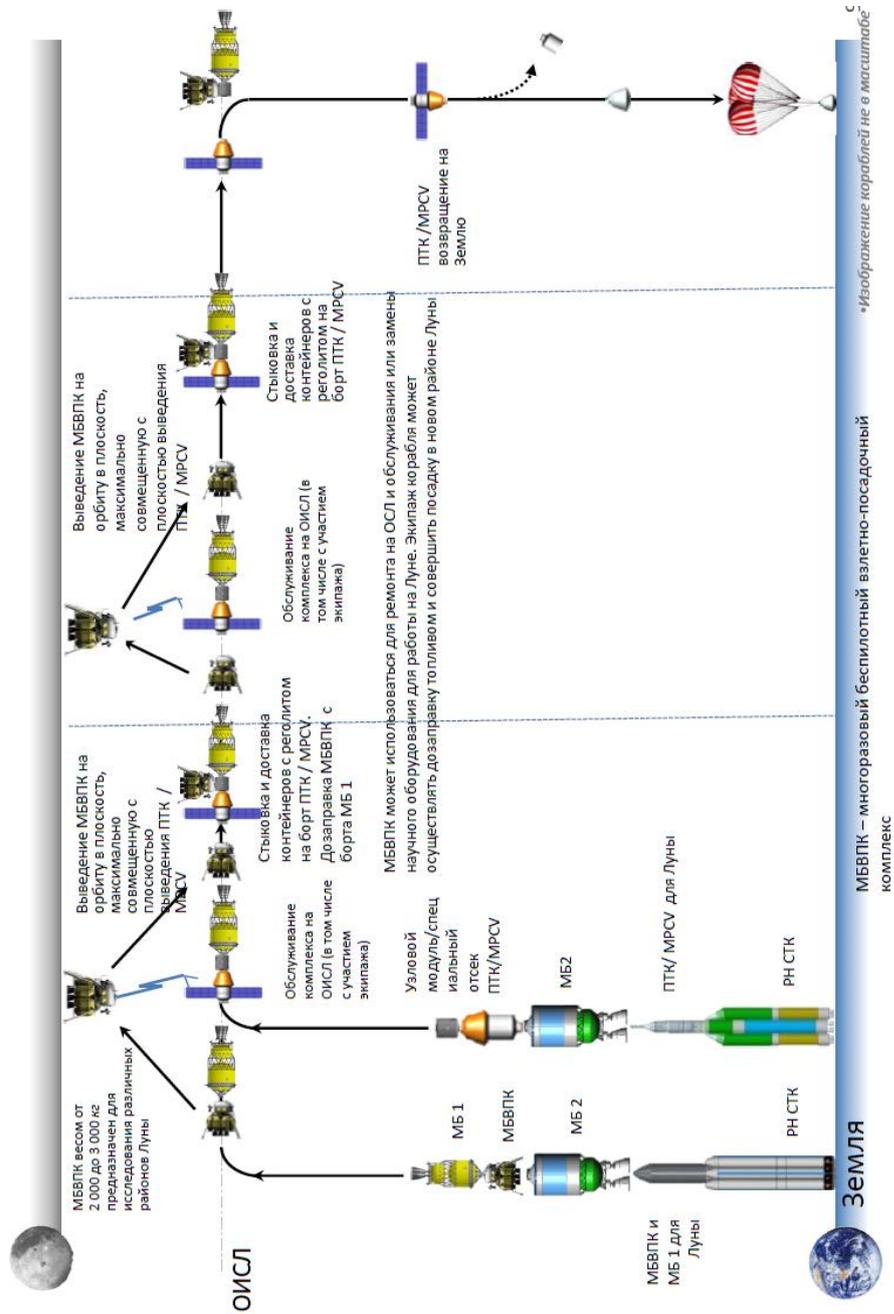


Рис. 4. Сценарий 2

После этого к Луне стартует РН СТК с пилотируемым кораблем ПТК, оборудованным специальным отсеком обслуживания, снабженным, как минимум, двумя стыковочными агрегатами. Для доставки ПТК к Луне используется «большой» буксир МБ 2.

После выхода на ОИСЛ корабль ПТК осуществляет стыковку с «малым» буксиром МБ 1. МБВПК в это время завершает первый цикл научных исследований на Луне, собирает до 500 кг лунных пород и выводится на ОИСЛ – на орбиту базирования связки «малого» буксира МБ 1 и ПТК. Экипаж корабля при посещении комплекса МБВПК заменяет его одноразовые элементы, обслуживает научное оборудование, проводит исследования с реголитом и отбирает 30...100 кг наиболее важных образцов. При этом осуществляется дозаправка МБВПК топливом с борта «малого» буксира МБ 1. Далее МБВПК отделяется от комплекса, совершает посадку в новый район Луны и проводит второй цикл научных исследований.

Последовательность операций при проведении исследований во втором цикле научных исследований соответствует завершеному первому циклу. При этом технология самих научных исследований может отличаться за счет замены, перенастройки научной аппаратуры, проведенной экипажем на окололунной орбите. Таким образом, МБВПК используется для исследований различных районов Луны без вылазки экипажа, но при его обслуживании и управлении с борта корабля. Количество циклов МБВПК, с учетом возможности дозаправок от МБ 1 и длительности полета ПТК, на фоне одной пилотируемой миссии ПТК может составить до трех раз. Это позволит проанализировать до 1500 кг лунного грунта, вернуть на Землю до 100 кг уникальных образцов лунного грунта с глубин до 15 м из любых трех районов Луны за один пилотируемый полет.

Одним из важных результатов реализации сценария 2 является тестирование многоразового беспилотного взлетно-посадочного комплекса (МБВПК/RUADC) в качестве прототипа грузовых (а впоследствии и пилотируемых) многоразовых взлетно-посадочных комплексов для будущих миссий на Луну. Таким образом, для Луны начнут создаваться многоразовые обслуживаемые средства – как автоматического, так и пилотируемого назначения.

7. Сравнение эффективности сценариев

Для того чтобы делать выводы о целесообразности использования приведенных сценариев в целом, а также о предпочтительности того или иного из них в контексте решения конкретных задач, необходимо предложить соответствующую систему критериев и методику сравнительных оценок.

Очевидно, что оценка должна учитывать, как минимум, следующие показатели:

- 1) Общий объем (масса) образцов лунных пород, собранных на Луне автоматическими КА (и обработанных на борту ПТК с участием космонавтов) – m_s .
- 2) Объем (масса) образцов лунных пород, привезенных на Землю – m_r .
- 3) Протяженность маршрута, обследованного на поверхности Луны при движении лунохода – L_s .
- 4) Количество различных районов, обследованных на фоне одной пилотируемой миссии и удаленных между собой на расстояние более 1000 км, – n_r .
- 5) Максимальная глубина залегания собранных лунных пород (глубина бурения) – h_s .
- 6) Количество привлеченных РН ТК для выполнения миссии – n_{hlv} .

- 7) Количество привлеченных РН СТК для выполнения миссии – n_{shlv} .
 8) Количество привлеченных МБ 1 для выполнения миссии – n_{tg1} .
 9) Количество привлеченных МБ 2 для выполнения миссии – n_{tg2} .

Численные значения перечисленных показателей сведены в таблицу 2. Поскольку сценарии 1a, 1b, 1c и 2 рассматриваются отдельно друг от друга, им присвоены самостоятельные номера: соответственно для сценария 1a – № 1, для сценария 1b – № 2, для сценария 1c – № 3, для сценария 2 – № 4. Для сравнения приведены данные по «раздельным» сценариям: отдельно – для пилотируемого полета с высадкой экипажа на Луну (сценарий 5), для полета автомата с луноходом (сценарий 6), а также для полета автомата с возвращением грунта на Землю (сценарий 7). При этом в сценариях №№ 5, 6 и 7 используются космические средства с техническими характеристиками, аналогичными тем, которые заложены в рассмотренных сценариях. Например, в сценарии № 5 предполагается двухпусковая схема полета на Луну с раздельным запуском ПТК и лунного взлетно-посадочного комплекса – ЛВПК. В сценарии № 6 предполагается использование тяжелого лунохода ТЛ аналогично советским луноходам № 1ⁱ и № 2ⁱⁱ. В сценарии 7 предполагается использование «тяжелого» взлетно-посадочного модуля БВПМ 2, теоретически способного обеспечить доставку грунта с Луны на Землю по аналогии советской миссии «Луна-16»^{iii iv}.

Таблица 2

Показатель	Сценарий 1a	Сценарий 1b	Сценарий 1c	Сценарий 2	Пилотируемая миссия на Луну	Луноход-автомат	Возврат грунта с Луны автоматом			
	Порядковый номер сценария при сравнительном анализе (i, j)									
	1	2	3	4				5	6	7
$m_{общ}, кг$	300	200	500	1500	300	100	~1			
$m_{возвр}, кг$	100	100	100	100	100	0	~1			
$L_{марш}, км$	1000	1000	1000	0	20	1000	0			
$n_p, шт.$	1	1	1	3	1	1	1			
$n_{бур}, м$	5	5	5	15	5	5	5			
$n_{рн тк}, шт.$	2	2	2	0	0	1	1			
$n_{рн стк}, шт.$	1	1	1	2	2	0	0			
$n_{мб 1}, шт.$	2	2	2	1	0	1	1			
$n_{мб 2}, шт.$	1	1	1	2	2	0	0			

Сравнение каждого сценария (1a, 1b, 1c и 2, т.е. сценариев №№ 1, 2, 3 и 4) проводится поочередно с каждым из сценариев №№ 3, 4 и 5. В качестве критерия сравнения предложено использовать два нормированных комплексных показателя: сравнительный показатель полноты выполняемых задач R_{ij} и сравнительный показатель трудоемкости сценариев C_{ij} , где i – порядковый номер предлагаемого сценария ($i=1, 2, 3, 4$), j – порядковый номер альтернативного сценария, на примере которого предлагается сравнение ($j=5, 6, 7$). Например, сравнение каждого i -го сценария по отношению к сценарию № 5 рассматривается на основании следующей расчетной величины R_{i5} :

$$R_{i5} = \frac{m_s(i)/m_s(5) + m_r(i)/m_r(5) + L_s(i)/L_s(5) + n_r(i)/n_r(5) + h_s(i)/h_s(5)}{5}. \quad (1)$$

В расчетах принята равнозначность показателей m_s , m_r , L_s , n_r , h_s . Теоретически это можно оспорить. Тем не менее, до начала масштабных исследований Луны такое предположение можно считать приемлемым ввиду неизвестности результатов работ при реализации каждого показателя. В противном случае, необходимо вводить и обосновывать соответствующую систему весовых коэффициентов, что не являлось задачей данной работы.

Таким образом, показатель R_{i5} характеризует интегральную эффективность предложенного i -го сценария по имеющимся оценкам пяти показателей результативности, связанных с параметрами m_s , m_r , L_s , n_r и h_s . Каждый показатель результативности является соотношением максимального возможного конечного результата миссии по отношению к аналогичному результату в традиционной миссии (в данном случае, по отношению к пилотируемому полету на Луну). Поскольку всего таких показателей 5, то результат делится на 5, чтобы иметь нормированное значение относительно значения $R_{55} = 1$. Если результат $R_{i5} > 1$, то это будет означать более высокую интегральную результативность миссии по отношению к рассматриваемому сценарию № 5.

Сравнение каждого предложенного сценария со сценарием № 6 (миссия автоматического лунохода) проводится на основании показателя R_{i6} :

$$R_{i6} = \frac{m_s(i)/m_s(6) + 1 + L_s(i)/L_s(6) + n_r(i)/n_r(6) + h_s(i)/h_s(6)}{5}. \quad (2)$$

Значение R_{i6} можно считать минимальным, поскольку миссия лунохода-автомата (аналогично миссиям «Луноход-1» и «Луноход-2») не обеспечивает возвращение образцов лунного грунта на Землю, в то время как все рассматриваемые миссии предполагают доставку образцов. Соотношение «недостающего» слагаемого учитывается как дополнительная единица в числителе.

Сравнение рассматриваемых сценариев со сценарием № 7 (доставка грунта автоматическим аппаратом) проводится на основании показателя R_{i7} :

$$R_{i7} = \frac{m_s(i)/m_s(7) + m_r(i)/m_r(7) + 1 + n_r(i)/n_r(7) + h_s(i)/h_s(7)}{5}. \quad (3)$$

При сравнении со сценарием № 7, «недостающим» соотношением является $L_s(i)/L_s(7)$, поскольку сценарий № 7 не обеспечивает показатель протяженности маршрута. Это компенсируется добавлением единицы в числителе, вследствие чего оценку значения показателя R_{i7} можно назвать минимальной (аналогично R_{i6}).

Для сравнительной оценки трудоемкости каждого i -го сценария по отношению к любому j -му сценарию используется выражение сравнительного показателя трудоемкости C_{ij} :

$$C_{ij} = \frac{n_{hlv}(i) + a_1 * n_{shlv}(i) + a_2 * n_{tug1}(i) + a_3 * n_{tug2}(i)}{n_{hlv}(j) + a_1 * n_{shlv}(j) + a_2 * n_{tug1}(j) + a_3 * n_{tug2}(j)}. \quad (4)$$

В формуле (4) среди показателей присутствуют весовые коэффициенты a_1 , a_2 и a_3 . Эти коэффициенты отражают соотношение трудоемкости (затрат) при использовании, соответственно, РН СТК (a_1), буксира МБ 1 (a_2) и буксира МБ 2 (a_3) относительно трудоемкости (затрат) при использовании РН ТК. В расчетах приняты численные значения a_1 , a_2 и a_3 , основанные на качественных апостериорных оценках.

Результаты расчетов R_{i5} , R_{i6} и R_{i7} , а также C_{i5} , C_{i6} и C_{i7} сведены в таблицу 3.

Таблица 3

	R_{i5}	R_{i6}	R_{i7}	C_{i5}	C_{i6}	C_{i7}
Сценарий 1a	10,8	1,4	80,6	0,91	2	2
Сценарий 1b	10,7	1,2	60,6	0,65	2	2
Сценарий 1c	10,9	1,8	120,6	0,65	2	2
Сценарий 2	2,4	4,4	321,4	1,03	10,29	10,29

Значение показателя $R_{ij} > 1$ означает в совокупности более высокую целевую эффективность рассматриваемого i -го сценария по отношению к j -му сценарию (более полное выполнение целевых задач). При значениях $R_{ij} < 1$ такое утверждение было бы несправедливо с учетом равнозначности целевых показателей.

Значение сравнительного показателя трудоемкости $C_{ij} > 1$ означает более высокую трудоемкость предлагаемого i -го сценария по отношению к j -му (тестовому сценарию). Соответственно, при $C_{ij} < 1$ трудоемкость предлагаемого сценария ниже, чем для j -го сценария.

Для наглядности результаты расчетов R_{ij} и C_{ij} приведены на рис. 5 и 6 соответственно.

Анализ результатов свидетельствует о следующем:

1) Все предложенные сценарии, с точки зрения полноты решаемых задач, более эффективны, чем реализованные ранее примеры пилотируемых и – отдельно – автоматических миссий. При этом сравнительные показатели полноты выполняемых задач могут на два порядка превышать возможности традиционных сценариев.

2) Наиболее высокая эффективность предложенных «гибридных» сценариев представляется по отношению к миссиям автоматических КА, обеспечивающих доставку реголита с Луны на Землю.

3) С точки зрения трудоемкости (и, следовательно, стоимости) сценарии 1a, 1b и 1c представляются менее трудоемкими, чем высадка человека на Луну. При этом эти сценарии примерно в два раза превышают трудоемкость осуществления миссий только с использованием автоматических КА.

4) Сценарий 2 превышает по трудоемкости все традиционные сценарии: он практически эквивалентен по трудоемкости высадке человека на Луну, а по отношению к сценариям с автоматами – в 10 раз его трудоемкость выше. Тем не менее, сценарий 2 имеет самые высокие из всех рассмотренных сценариев показатели R_{i6} и R_{i7} . По показателю R_{i5} миссия по сценарию 2 в 2,4 раза более полно решает задачи, выполняемые в ходе пилотируемой экспедиции на Луну.

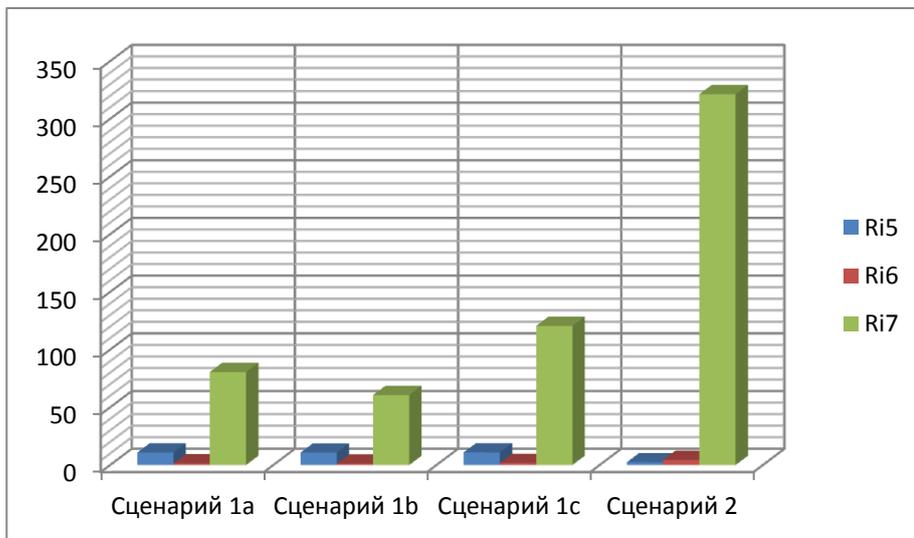


Рис. 5. Сравнительные показатели полноты выполняемых задач R_{ij}

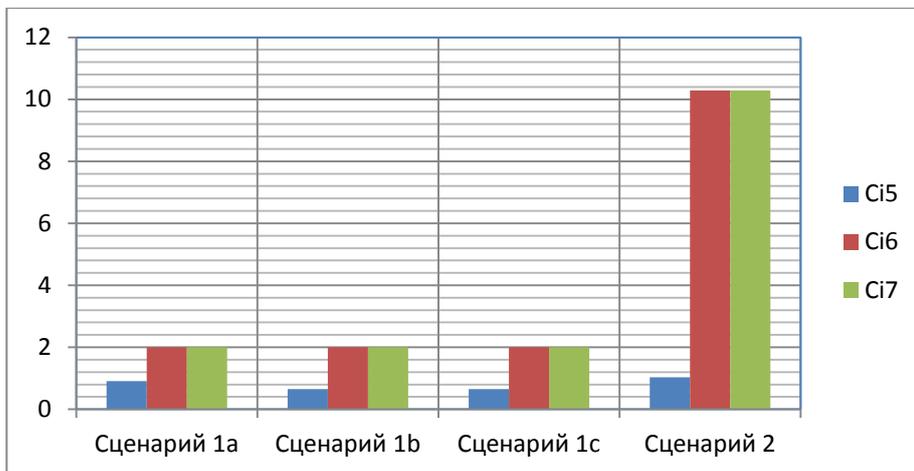


Рис. 6. Сравнительные показатели трудоемкости сценариев C_{ij}

8. Выводы

Как показано на примере проанализированных сценариев, одна пилотируемая миссия даже без высадки человека на Луну может обеспечить эффективное выполнение одновременно нескольких автоматических миссий на поверхности Луны.

Рассмотренные сценарии позволяют помимо широкой научной программы решить ряд важных технологических задач. В частности, сценарии обеспечивают тестирование беспилотных взлетно-посадочных модулей (комплексов) как прототипов пилотируемого взлетно-посадочного комплекса.

В отличие от традиционных схем полетов (пилотируемых и – отдельно – автоматических КА), предложенные сценарии позволяют контактно исследовать большие области Луны за относительно небольшой временной отрезок времени.

Сценарии позволяют комбинировать возможности ограниченной номенклатуры космических средств (двух типов луноходов, трех типов взлетно-посадочных модулей, двух типов межорбитальных буксиров).

Сценарии позволяют исследовать реголит, скальные лунные породы без необходимости доставки всей добытой на поверхности массы на Землю.

Сценарии предполагают интеллектуальную работу космонавтов, оправдывая присутствие человека.

В рамках предложенных сценариев возможно объединение широкой международной кооперации с равновесным распределением задач и ответственности.

ЛИТЕРАТУРА

ⁱ<http://ria.ru/spravka/20101117/295093399.html>

ⁱⁱ<http://galspace.spb.ru/index110-1.html>

ⁱⁱⁱ<http://galspace.spb.ru/index90.file/luna16.html>

<http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/alekseev/za-lunn-kam/01.html>

^{iv}В. Алексеев, Л. Лебедев «За лунным камнем» / под редакцией д.ф.-м.н.

Г. С. Нариманова — Москва, «Машиностроение», 1972.

УДК 629.78.048

**ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
РЕГЕНЕРАЦИОННОГО ВОДООБЕСПЕЧЕНИЯ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ**Л.С. Бобе, А.А. Кочетков, С.Ю. Романов, П.О. Андрейчук,
А.Г. Железняков, Ю.Е. Сияк

Докт. техн. наук, профессор Л.С. Бобе; А.А. Кочетков (ОАО Научно-исследовательский и конструкторский институт химического машиностроения, г. Москва)

С.Ю. Романов, П.О. Андрейчук, А.Г. Железняков (ОАО Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королёв)

Ю.Е. Сияк (Институт медико-биологических проблем РАН, г. Москва)

На основании опыта создания и эксплуатации систем регенерации воды на российских (советских) космических станциях «Салют-4, 6, 7», «Мир» и Международной космической станции (МКС) рассмотрены источники водоснабжения, обусловленные развитием комплекса систем жизнеобеспечения, водный баланс, построение регенерационных систем водообеспечения перспективных космических станций и характеристики систем регенерации воды. Проблемы технической эксплуатации систем водообеспечения в данной статье не анализируются, поскольку требуют отдельного рассмотрения.

Ключевые слова: космическая станция, экипаж, жизнеобеспечение, вода, регенерация.

Prospects of Development of Water Regeneration System for Piloted Space Stations. L.S. Bobe, A.A.Kochetkov, S.Yu. Romanov, P.O. Andreychuk, A.G. Zheleznyakov, Yu.E.Sinyak

Based on the experience of designing and operation of the water recovery systems on Russian (Soviet) space stations "Salute-4, 6, 7", "MIR" and International Space Station (ISS) the paper considers water sources conditioned by the development of a life support complex, water balance, specifications of water regeneration systems and their structure for future space stations. Problems of technical operation of water regeneration systems are not analyzed here as they require special consideration.

Keywords: space station, crew, life support, water, regeneration.

Введение

Реализация орбитальных и межпланетных пилотируемых полетов связана с совершенствованием систем водообеспечения экипажа, основанных на регенерации воды из жидких продуктов жизнедеятельности экипажа. Состав источников регенерационного водоснабжения и технический водный баланс определяются структурой комплекса систем жизнеобеспечения станции и возможностями пополнения ресурсов.

Организация процесса регенерации воды в ограниченном объеме космической станции сопряжена с решением сложных научно-технических проблем, связанных с разработкой технологии регенерации и соответствующих физико-химических процессов, созданием систем регенерации воды, работоспособных в условиях космического полета и обеспечивающих получение воды, удовлетворяющей медико-биологическим требованиям. Из-за энергетических, объемных и массовых ограничений в обозримой перспективе на космических станциях и на

первом этапе построения планетных баз будут использоваться, в основном, физико-химические процессы.

Работы по созданию регенерационных систем водообеспечения проводились Научно-исследовательским и конструкторским институтом химического машиностроения (ОАО «НИИХиммаш») – разработчиком и изготовителем физико-химических систем регенерации воды, РКК «Энергия» – генеральным разработчиком пилотируемых космических станций, Институтом медико-биологических проблем (ИМБП РАН) – головной медико-биологической организацией пилотируемой космонавтики совместно с НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина и рядом других предприятий, участвовавших в научно-технической кооперации. В результате проведенных фундаментальных исследований и опытно-конструкторских работ были разработаны эффективные малоэнергоёмкие и малоотходные технологии, основанные на физико-химических процессах, созданы и внедрены системы регенерации воды и обеспечен задел для перспективных космических миссий.

Впервые регенерация воды в космосе была осуществлена на космической станции «Салют-4» в январе 1975 года. В системе СРВ-К регенерировалась вода из конденсата атмосферной влаги до кондиций питьевой воды. В дальнейшем аналогичные системы работали на станциях «Салют-6», «Салют-7», «Мир» и РС МКС. На станции «Мир» работала также система регенерации воды из мочи и апробировалась система регенерации санитарно-гигиенической воды.

На Международной космической станции работают в настоящее время усовершенствованные по отношению к работавшим на станции «Мир» система регенерации воды из конденсата СРВ-К2М, система запасов СВО-ЗВ и система очистки воды для электролиза СОВ. На новом российском модуле МКС – МЛМ предполагается ввести систему регенерации воды из урины.

На основании анализа опыта разработки и эксплуатации систем регенерации воды, работавших на российских (советских) космических станциях «Салют-4, 6, 7», «Мир» и РС МКС, в статье представлены данные по водному балансу космической станции, достигнутым в настоящее время и ожидаемым характеристикам систем регенерации воды. Рассмотрены источники водоснабжения, обусловленные развитием комплекса систем жизнеобеспечения и построения, и предполагаемые характеристики регенерационных систем водообеспечения перспективных космических станций.

Структура жизнеобеспечения космической станции

В настоящее время обоснована и принята к перспективной реализации структурная схема комплекса регенерационных физико-химических систем жизнеобеспечения (РСЖО) космической станции [1], приведенная на рис. 1. В составе перспективного комплекса РСЖО осуществляются:

- регенерация воды из конденсата атмосферной влаги жилого отсека и оранжереи в системе СРВ-К;
- регенерация воды из урины в системе СРВ-У;
- регенерация воды из санитарно-бытовых потоков из умывальника, душа, сауны, стиральной машины в системе СРВ-СБ;
- очистка воды из реактора системы переработки углекислого газа в средствах очистки воды СОВ для использования в системе электролизного получения кислорода «Электрон-В»;

- электролизное получение кислорода из регенерированной воды в системе «Электрон-В»;
- очистка атмосферы от углекислого газа в системе СОА;
- концентрирование углекислого газа в системе СКУГ;
- переработка углекислого газа (в настоящее время по реакции Сабатье) с использованием электролизного водорода и получением воды и метана в системе СПУГ.

Имеется система сбора и переработки отходов. Недостаток воды и атмосферы восполняются из запасов. Пища не регенерируется и используется только из запасов. В современных рационах запасов пищи содержится 0,5 кг воды на человека в сутки. Вода, регенерированная из конденсата атмосферной влаги и урины, и вода из системы переработки углекислого газа используется для потребления экипажем и электролизного получения кислорода с добавлением, при необходимости, воды из запасов; санитарно-бытовая вода регенерируется и используется по замкнутому циклу.

При получении кислорода из регенерированной воды баланс веществ и замкнутость комплекса СЖО определяются техническим балансом по воде [1, 2].

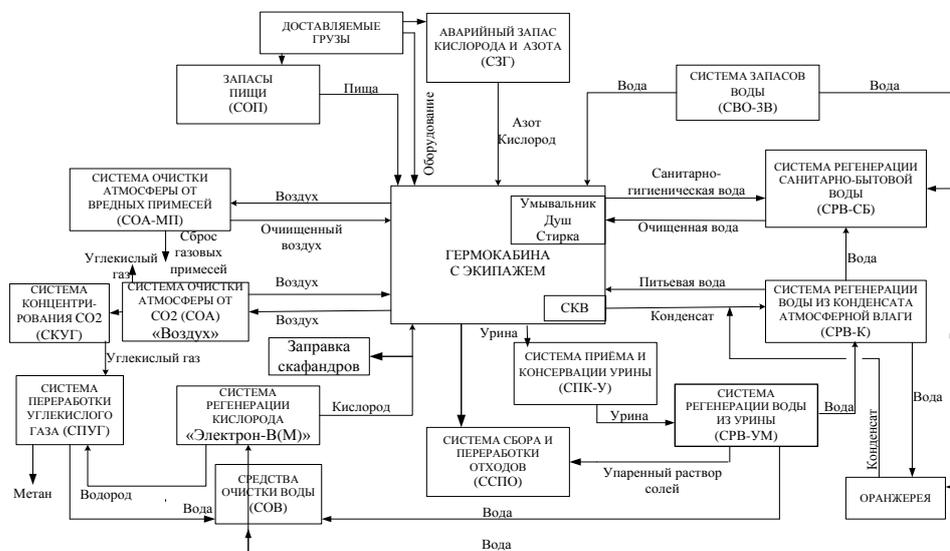


Рис. 1. Комплекс регенерационных систем жизнеобеспечения (РСЖО) космической станции

Технический баланс по воде. Замкнутость комплекса РСЖО

Баланс по воде основан на полученных при длительной эксплуатации ОКС «Мир» и РС МКС средних значениях потребления и выделения воды [2]:

- конденсат атмосферной влаги – 1,5 л/чел.сутки;
- моча (далее урина) – 1,3 л/чел.сутки;
- потребление воды для личной гигиены – 0,2 л/чел.сутки с испарением 50 % (0,1 л/чел.сутки) в атмосферу станции;
- расход воды на смыв в системе приема и консервации урины – 0,3 кг/чел.сутки;

- потребление воды для питья и приготовления пищи – 2,2 л/чел.сутки;
- потребление воды для получения 0,9 кг/чел.сутки электролизного кислорода – 1,0 л/чел.сутки;
- выделение углекислого газа – 1,0 кг/чел.сутки.

Коэффициенты регенерации воды приняты следующие: по конденсату в системе СРВ-К, из системы СПУГ-В и оранжереи – 1,0; по моче в системе СРВ-У – 0,8 («Мир»), 0,9 (перспектива); по санитарно-гигиенической воде – 0,985.

Выход воды при разложении углекислого газа по реакции Сабатье определяется количеством водорода при электролизном получении кислорода и составляет 0,45 л/чел.сутки. Расход воды для санитарно-бытовых целей принят 6,0 л/чел.сутки с потерей воды 0,1 л/чел.сутки. Освещаемая посевная площадь оранжереи, обеспечивающая витаминами А и С (частично В), составляет 0,3 м² на одного космонавта с соответствующим расходом воды 3,0 л/чел.сутки [3] и потерей воды 0,2 л/чел.сутки.

Технический баланс по воде для одного космонавта в сутки представлен в таблице 1 для различных вариантов полноты комплекса по составу систем.

Таблица 1

Технический баланс по воде для одного космонавта в сутки

	Потребление воды, л/чел.сутки		Поступление воды за счет регенерации из продуктов жизнедеятельности и доставок, л/чел.сутки				
	1	2	1.1	1.2	1.3	2	
Питье и приготовление пищи	2,2	2,2	Конденсат атмосферной влаги 1,5+0,2x0,5*	1,6	1,6	1,6	1,6
Вода в рационе пищи	0,5	0,5	Вода с рационом пищи	0,5	0,5	0,5	0,5
Личная гигиена	0,2	0,2	Вода из мочи (1,3+0,3)x0,9**		1,45	1,45	1,45
Смыв в туалете	0,3	0,3	Вода из системы утилизации углекислого газа по методу Сабатье			0,45	0,45
Электролизное получение O ₂	1,0	1,0	Конденсат транспирационной влаги из оранжерей				2,8
Витаминная оранжерея		3,0	Регенерированная СБВ				5,9
Душ-сауна/стирка (санитарно-бытовая вода СБВ)		6,0	Доставляемая вода	2,1	0,65	0,2	0,5
Итого	4,2	13,2	Итого	4,2	4,2	4,2	13,2
Коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации), %				38	72	83	92

* – с учетом испарения воды при личной гигиене; ** – коэффициент извлечения воды – 0,9.

Как видно, при использовании всех упомянутых систем комплекса РСЖО (рис. 1) с достигнутыми коэффициентами регенерации получается баланс, представленный вариантом 2 таблицы 1 с коэффициентом возврата воды (коэффициентом регенерации) – 92 %. Такой состав наземных систем регенерации был реализован при испытаниях лабораторного комплекса НЛК в ИМБП в 1967 году [4]. Практически 100 % замкнутости комплекса систем жизнеобеспечения по воде можно достичь при трансформации углекислого газа до углерода и воды и при сушке плотных отходов.

На космических станциях «Салют-4, 6, 7» работали системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги – СРВ-К (вариант 1–1.1 таблицы 1). Коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) составил 38 % [5].

На космической станции «Мир» работали система регенерации воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2 и система регенерации воды из урины СРВ-У. Реализован вариант 1–1.2 таблицы 1 [6]. Так как коэффициент извлечения воды в СРВ-У составлял 80 %, коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) составил 68 %, а не 72 %, как в таблице.

На РС МКС работает в настоящее время система регенерации воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2М [7]. Реализован вариант 1–1.1 таблицы 1. Коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) составляет 38 %. В новом российском модуле МЛМ, который планируется ввести в состав станции, будет работать система регенерации воды из урины СРВ-УМ с коэффициентом извлечения воды 0,9 (вариант 1–1.2 таблицы 1). Коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) составит 72 %. В последующем планируется ввести систему утилизации углекислого газа по методу Сабатье (вариант 1–1.3 таблицы 1). Коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) составит 83 %.

Таким образом, коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации) зависит от состава комплекса РСЖО и коэффициентов извлечения воды в отдельных системах. Чем больше номенклатура источников и коэффициенты извлечения регенерируемой воды, тем выше замкнутость комплекса и коэффициент возврата воды (коэффициент регенерации).

Системы и процессы регенерации воды и их реализация в условиях космического полета

Процессы регенерации должны обеспечивать максимальное извлечение воды из водосодержащих продуктов жизнедеятельности космонавтов с минимальными отходами и при минимальных энергозатратах. При этом процесс должен надежно обеспечивать требуемое качество воды и не оказывать вредных воздействий на экологию замкнутого объема космической станции. Выбор процесса регенерации зависит от содержания примесей в исходной жидкости и требований к регенерированной воде.

Для малозагрязненных жидкостей, например, для конденсата атмосферной влаги, конденсата из оранжереи, дистиллята из системы СРВ-У и воды из реактора Сабатье, наилучшим является метод очистки воды от растворенных примесей с использованием сорбционно-каталитических и ионообменных процессов вначале в газожидкостной и затем в жидкой фазе. Используется принцип полной очистки до кондиций дистиллированной воды с последующим приготовлением из нее питьевой воды, путем введения солей, микроэлементов и консерванта. Все процессы в системе проходят при температуре и давлении в жилом отсеке станции. Определяющую роль играют процессы каталитического окисления трудносорбируемых низкомолекулярных органических соединений (например, спиртов и гликолей). Этот метод использован в системах типа СРВ-К орбитальных космических станций «Мир» и РС МКС (на станциях «Салют» узел каталитической очистки не использовался). Особый интерес представляет процесс гетерогенного каталитического окисления трудносорбируемых органических спиртов в газожидкостном потоке, проходящем через слой катализатора, где окислителем служит кислород транспортирующей жидкости воздуха.

Для среднезагрязненных жидкостей, например, для санитарно-бытовой воды, целесообразно использовать процесс фильтрования с последующей сорбционно-каталитической очисткой фильтрата. Для космической станции «Мир» была разработана и прошла проверочные испытания система регенерации санитарно-

гигиенической воды СРВ-СГ, в которой использован процесс фильтрации с последующей сорбционной очисткой фильтрата. В настоящее время разрабатываются системы, основанные на мембранных процессах обратного осмоса.

Для регенерации воды из сильнозагрязненной жидкости – мочи – используется метод извлечения воды из раствора путем дистилляции с последующей сорбционно-каталитической очисткой дистиллята. Оставшийся после извлечения воды концентрированный солевой раствор складывается и удаляется. В перспективе предусматривается его утилизация. На станции «Мир» успешно функционировала в модуле «Квант 2» система регенерации воды из мочи (урины), основанная на методе низкотемпературной атмосферной дистилляции с паровоздушным циклом. На РС МКС работает в настоящее время только система СПК-УМ для приема и консервации мочи с ее последующим складированием и удалением. Регенерация воды из урины предусмотрена на новом модуле РС МКС – МЛМ. Для этого модуля разработана новая система СРВ-УМ, основанная на вакуумной дистилляции с многоступенчатым центробежным дистиллятором с последующей сорбционно-каталитической очисткой дистиллята. Производительность этой системы в 10 раз больше, а энергопотребление в 10 раз меньше, чем у системы СРВ-У, работавшей на станции «Мир». Состав и основные характеристики работы систем регенерации воды на космических станциях «Мир» и РС МКС представлены в таблице 2 [7, 8].

Таблица 2

Основные характеристики работы систем регенерации воды
на космических станциях «Мир» и РС МКС

Система	ОКС «Мир» 16.03.86–28.08.99				МКС на 01.02.14		СРВ-УМ**
	СРВ-К	СПК-У	СРВ-У	СРВ-СГ	СРВ-К2М	СПК-УМ	
Производительность по воде, кг/ч	0,5	3	0,3	0,9	1	3	3
Коэффициент извлечения целевого продукта, %	100	---	80	98	100	---	86
Первоначально установленная масса, кг	104	90	100	230	115	75	140
Удельные затраты массы (с учетом заменяемого оборудования) для получения 1 кг целевого продукта, кг/кг	0,14	0,11	0,23	0,08	0,08	0,07	0,15
Среднесуточная потребляемая мощность при экипаже 3 человека, Вт	40*	5	266	7	30*	5	30
Удельные затраты энергии на получение 1 кг целевого продукта, Втч/кг	2	30	1200	8	2	20	150
Суммарное количество полученной воды, принятой урины, кг	15 500	11 100	6000	—	16 100	17 400	—
Экономия массы доставок воды, кг	16 500	---	6150	—	18 800	—	—

* – с учетом нагрева воды; ** – проектные данные.

Как видно, системы регенерации воды на РС МКС отличаются малыми массо- и энергозатратами. Эти показатели гораздо лучше, чем у систем американского сегмента. Так, в системе СРВ-К2М затраты массы на доставляемое сменное оборудование составляют 0,08 кг на 1 литр регенерированной воды, что в 15 раз меньше, чем удельная масса доставляемой воды с Земли – 1,25 кг на 1 литр доставляемой воды. Удельные затраты энергии на получение 1 кг целевого продукта уникально малые и составляют 2 Втч/кг регенерированной воды. Тем не менее, для систем регенерации воды перспективных кораблей и станций требуется дальнейшее улучшение характеристик, в частности, повышение надежности регенерации, увеличение ресурса и снижение массозатрат на заменяемое оборудование.

Комплекс систем регенерационного водообеспечения перспективной космической станции

На основании опыта функционирования российских (советских) и Международной космической станциях и проектного анализа проведена оценка массо- и энергозатрат для перспективной космической станции с экипажем 6 человек и длительностью полета 730 суток (таблицы 3, 4).

Таблица 3

Характеристики перспективных систем регенерации воды

Система*	Технология регенерации	Коэффициент извлечения воды	Производительность, л/час	Масса оборудования		Средне-суточная мощность, Вт/чел
				Первоначально установленная, кг	Удельная заменяемого оборудования, кг/л H ₂ O	
СРВ-К **	Многоступенчатая сорбционно-каталитическая очистка	1	2,4	160	0,02	10
СПК-У	Прием, центробежная сепарация и консервация урины	1	4	75	0,01 (+0,035 консервант)	2
СРВ-У	Центробежная многоступенчатая вакуумная дистилляция с рекуперацией энергии и последующей сорбционно-каталитической очисткой дистиллята	0,9	3,0	140	0,057	10
СРВ-СБ	Фильтрация и обратный осмос	0,985	6	85	0,05	10
СВО-ЗВ	Хранение воды в эластичных емкостях ЕДВ	1	—		1,25	0,2

* – расшифровка в перечне условных обозначений и сокращений;

** – с переработкой конденсата из СКВ, СРВ-У, оранжереи и СОВ.

При расчете показателей таблицы 4 использовались следующие данные. Хранение пищи: 0,6 кг пищи + 0,5 кг воды; 4,4 кг пищи хранятся в контейнере с общей массой 7 кг. Масса тары составляет 0,6 кг/кг пищи (воды). Масса контейнеров при хранении воды составляет 0,25 кг/литр (кг) воды. Запасы воды и пищи приняты на 72 суток. При определении массы ЗИП количество регенерированной воды умножается на удельные массозатраты. При определении суточных энергозатрат среднесуточная мощность умножалась на 24 часа.

Таблица 4

Затраты массы и энергии на регенерацию воды
для экипажа из 6 человек при экспедиции длительностью 730 суток

Система	Количество регенерируемого продукта, кг		Масса систем СВО, кг			Суточные затраты энергии	Средне-суточная мощность
	1 сутки	730 суток	Установленная	ЗИП	Суммарная	Втч	Вт
СРВ-К*	6,3×6=37,8	27 594	140	412	552	1440	60
СПК-У и СРВ-У	1,45×6=8,7	6351	215	430	425+ 220	1738	72
СРВ-СГ	5,9×6=35,4	25 842	85	1215	1300	1440	60
СВО-ЗВ	0,5×6=3	2190	2700	270	2970	30	1,2
СОП	0,5×6=3	2190	3456	345	3801		
Суммарно	87,9	65 167	6596	2672	9268	4648	193

* – с переработкой конденсата из СКВ, СРВ-У, оранжереи и СОВ.

В соответствии с направленностью статьи рассматривались затраты массы и энергии **на регенерацию** воды. Остальные статьи затрат на жизнеобеспечение: кондиционирование воздуха, пища, санитарно-гигиеническое и медицинское оборудование, аварийные запасы, системы для внекорабельной деятельности и потери воды не рассматривались. Принималось, что количество отведенного тепла эквивалентно затратам электрической энергии. Используются американские данные по массозатратам на энергопитание и отвод тепла в системе обеспечения теплового режима: 0,230 кг/Вт и 0,146 кг/Вт соответственно. Т.е. массозатраты на получение электроэнергии и отвод тела составят 44 кг и 28 кг соответственно. Как видно, энергопотребление систем регенерации воды относительно небольшое и не представляет проблем при проектировании.

Таким образом, эквивалентная масса систем регенерации воды составила порядка 9300 кг. Значительную часть этой массы составляет масса запасов воды – около трех тонн. При замыкании баланса по воде, что достигается при трансформации углекислого газа до воды и углерода и извлечении воды из плотных отходов, масса запасов воды снижается в три раза и составляет 950 л.

Масса собственно систем регенерации воды (без массы запасов воды и пищи) составляет порядка 2500 кг. Значительный вклад в эту массу вносит система СРВ-СБ. Это объясняется большим количеством санитарно-бытовой воды. Необходимо проводить дальнейшее снижение затрат массы на очистку воды в системах СРВ-К и СРВ-СБ и повышение ресурса остального оборудования.

Для снижения массозатрат и повышения надежности жизнеобеспечения необходимо повысить ресурс оборудования и разработать ряд дополнительных тех-

нологий, а также разработать и внедрить резервные системы, обеспечивающие функциональное дублирование основных систем в нештатных ситуациях. Необходимой стадией проверки новых технологических процессов являются их испытания и отработка на Международной космической станции МКС.

Как уже указывалось, в проведенном в статье анализе рассмотрены апробированные на космических станциях или в достаточной степени отработанные на Земле технологии регенерации и основанные на них системы. В настоящее время проводятся исследования и испытания новых технологий и соответствующих систем, которые могут снизить затраты массы и энергии на регенерацию воды. Возможные уточнения лишь подтвердят необходимость разработки и испытаний высоконадежного комплекса систем регенерации воды для реализации перспективных орбитальных полетов, лунной и марсианской миссий.

Выводы

1. Системы регенерации воды, работавшие на российских (советских) и Международной космической станциях, обеспечили длительные пилотируемые полеты и значительный экономический эффект за счет снижения массы доставок воды.

2. На основании результатов летной эксплуатации получены данные по техническому балансу воды, массо- и энергозатратам на регенерацию и структуре комплекса систем водообеспечения перспективных космических станций.

3. Проведенный анализ, основанный на достигнутом опыте, подтверждает техническую возможность создания комплекса регенерационного водообеспечения для перспективных орбитальных полетов, лунной и марсианской миссий. По мере разработки новых технологий и систем масса и энергозатраты на регенерационное водообеспечение могут быть снижены.

4. Основной задачей дальнейших работ являются повышение замкнутости комплекса водообеспечения за счет расширения номенклатуры регенерируемой воды и повышения коэффициента ее извлечения, повышение ресурса и надежности оборудования. Разработка новых эффективных процессов регенерации и резервной дублирующей системы регенерации воды для нештатных ситуаций.

Обязательной стадией создания систем является их отработка на МКС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Самсонов Н.М., Бобе Л.С., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А., Курмазенко Э.А., Романов С.Ю., Железняков А.Г., Баранов В.М., Сияк Ю.Е. Регенерационные системы жизнеобеспечения экипажей космических станций // Известия РАН. Энергетика. – 2009. – № 1. – С. 61–68.
- [2] Бобе Л.С., Самсонов Н.М., Новиков В.М., Кочетков А.А., Солоухин В.А., Телегин А.А., Андрейчук П.О., Протасов Н.Н., Сияк Ю.Е. Перспективы развития систем регенерации воды обитаемых космических станций // Известия РАН. Энергетика. – 2009. – № 1. – С. 69–78.
- [3] Беркович Ю.А., Сияк Ю.Е., Романов С.Ю., Гузенберг А.С. и др. Энергетические потребности для производства растительной пищи в длительных пилотируемых космических экспедициях // Известия РАН. Энергетика. – 2009. – № 1. – С. 27–35.
- [4] Burnasian A.I., Adamovich B.A., Samsonov N.M. et al. Long-term Experiment in Partially Closed Ecological System // *Aerospace Medicine*. 1969. Vol. 40. № 10. P. 1087-1093.
- [5] Н.М. Самсонов, Л.С. Бобе, Л.И. Гаврилов, А.А. Кочетков, С.Ю. Романов, А.Г. Железняков, А.И. Григорьев, Ю.Е. Сияк. Опыт работы систем жизнеобеспечения экипажей на космических станциях «Салют», «Мир» и МКС // *Авиакосмическая и экологическая медицина*. – 2008. – № 6/1. – С. 10–12.

- [6] L.S. Bobe, N.M. Samsonov, V.M. Novikov, Ju.I. Grigoriev, S.Ju Romanov, Ju.E. Sinjak. Experience in Development and Operation of a Regenerative System for Water Supply on Mir Space Station / SAE Technical Paper Series. – 2000. – № 2000-01-2517. – p. 1–10.
- [7] L.S. Bobe, L.I. Gavrilov, A.A. Kochetkov, E.A. Kurmazenko, M.Ju. Tomashpolskiy, P.O. Andreychuk, S.Yu. Romanov, A.G. Zeleznyakov, Yu.E. Synyak. Regeneration of Water and Atmosphere at Space Station: the Experience Gained on the Space Stations “Salut”, “Mir”, ISS and Development Prospects / 61st IAC Transactions. – 2010. – IAC-10-A.1.6.6. – p. 1–12.
- [8] Л.С. Бобе, В.А. Солоухин, Г.С. Боровикова, П.О. Андрейчук, Н.Н. Протасов, Ю.Е. Синяк. Работа системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2М на Международной космической станции. Перспективы развития // Авиакосмическая и экологическая медицина. – 2008. – № 6/1. – С. 74–76.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ОКС – орбитальная космическая станция
«Салют», «Мир» – советские орбитальные космические станции
РС МКС – российский сегмент Международной космической станции
НАСА – национальное агентство США по авиации и аэронавтике
СЖО – система жизнеобеспечения
СВО – система водообеспечения
СВО-ЗВ – система водообеспечения на запасах воды
СРВ – система регенерации воды
СРВ-К – система регенерации воды из конденсата атмосферной влаги
СПК-У – система приема и консервации урины
СРВ-У – система регенерации воды из урины (мочи)
СРВ-СБ – система регенерации санитарно-бытовой воды
СОВ – средства очистки воды
СБВ – санитарно-бытовая вода
«Электрон-В» – система электролизного получения кислорода
СКВ – система кондиционирования воздуха

УДК 629.78

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПЛЕКСА ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СТЕНДОВ В НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

М.И. Леднев, С.А. Гришин, Е.О. Четвериков, С.В. Быковский

М.И. Леднев, С.А. Гришин, Е.О. Четвериков, С.В. Быковский
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)

В статье рассмотрены задачи, состав и основные характеристики центрифуг, используемых для испытаний автоматических космических аппаратов. Проанализированы особенности каждой центрифуги. Выявлен ряд проблем и определены пути совершенствования центробежных стендов.

Ключевые слова: космические аппараты, центрифуги, стендовая база, центрифужные стенды.

Experience of the Use of the Centrifugal Stand Complex at Lavochkin Association. M.I. Lednev, S.A. Grishin, E.O. Chetverikov, S.V. Bykovsky

The paper considers the tasks, content and main characteristics of centrifuges used for testing automatic spacecraft. Features of each centrifuge have been analyzed. A number of problems have been revealed and directions of developing the centrifugal stands have been identified.

Keywords: space vehicles, centrifuges, stand complex, centrifugal stands.

Введение

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (НПОЛ) является одним из ведущих предприятий отрасли по созданию космической техники.

Основным направлением деятельности предприятия являются: разработка, изготовление, отработка и запуск космических аппаратов (КА) различного назначения, начиная с КА двойного применения для дистанционного зондирования Земли и кончая специальными КА для фундаментальных и прикладных научных исследований в ближнем и дальнем космосе, а также постоянная модификация и адаптация к различным полезным нагрузкам и носителям разгонного блока (межорбитального буксира) «Фрегат».

Наземная отработка КА является одним из основных компонентов в процессе создания космической техники, в ходе которой подтверждаются все технические характеристики аппарата, определенные техническим заданием на КА.

Для реализации этапа наземной отработки в НПОЛ на протяжении многих лет, в соответствии с развитием тематики предприятия и возникновением новых задач, создавалась лабораторная и экспериментальная база.

Основные задачи этой базы:

– воспроизведение или имитация всех внешних воздействий с максимально возможным приближением к штатным условиям – механические и климатические испытания, испытания в условиях вакуума;

– контрольные испытания на работоспособность радиотехнических, электрических и электронных аппаратурных систем и трансформируемых элементов конструкции;

– обеспечение измерений с необходимой точностью как внешних воздействий, так и технических характеристик объектов испытаний (начиная с ис-

ходных материалов, отдельных узлов, агрегатов, систем, установок и кончая полноразмерными экспериментальными изделиями и штатными образцами).

В необходимых случаях измерение технических характеристик производится с одновременным приложением внешних возмущений, характер и величина которых определяются назначением КА, типом ракеты-носителя, циклограммой полета и другими факторами [3].

Становление экспериментальной стендовой базы НПОЛ относится ко второй половине 60-х годов XX века, когда перед НПОЛ была поставлена задача по проектированию и изготовлению автоматических космических аппаратов (АКА), и связана с именем главного конструктора Г.Н. Бабакина.

За время существования экспериментальной базы НПОЛ был создан и внедрен целый комплекс центробежных стендов (центрифуг для технических исследований и испытаний), позволяющий выполнять самый широкий спектр экспериментальных работ.

Так, комплекс используется:

- при отработке герметических емкостей (баки с вытеснительными системами);
- при проверке функционирования аппаратуры и систем разделения;
- при испытании габаритных несилловых конструкций (панелей БС и многоколенных штанг с аппаратурой);
- при отработке конструкций с большим количеством элементов.

В настоящее время комплекс центробежных стендов является одной из основных частей испытательной базы организаций Федерального космического агентства России и содержит в своем составе стенды СУ-45, СУ-267, СУ-268, которые различаются по грузоподъемности и степени жесткости создаваемых ими центробежных ускорений.

Опыт использования центрифуг НПОЛ

Первой в 1967 году была введена в действие центрифуга СУ-267 (рис. 1), которая позволяла провести испытания на перегрузки до 450 g (степень жесткости VIII) отдельных агрегатов КА массой до 400–500 кг. С помощью этого центробежного стенда были проведены испытания по отработке конструкций АКА как для исследования планет Венеры и Марса, так и для возвращаемых с орбиты на поверхность Земли. Каждое из испытаний этих конструкций имело свои особенности.

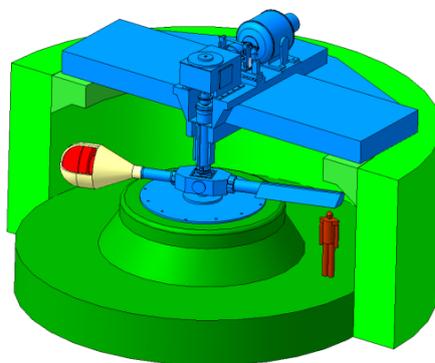


Рис. 1. Схема центрифуги СУ-267

Особенность испытаний на центробежные перегрузки для венерианских аппаратов заключалась в использовании оснащения, имеющего в своем составе платформу, качающуюся на специальных «ножах», имеющих минимальное трение при максимальной твердости и прочности, позволяющих под действием перегрузок обеспечить необходимое число колебаний, что достаточно полно имитировало нагружение конструкции при входе аппарата в атмосферу Венеры.

Перегрузка изделия (приборного устройства) создается при вращении рабочего плеча (водила) центрифуги вследст-

вие силы инерции от центробежного ускорения, действующего в плоскости вращения центрифуги по оси чувствительности изделия (одной из главных осей). Для имитации скачкообразного нарастания перегрузки изделия и служит поворотная платформа, устанавливаемая на водиле центрифуги, которая после разгона центрифуги до заданной (определенной) угловой скорости поворачивается из отклоненного положения под действием сил инерции, действующих на неуравновешенный груз, жестко связанный с поворотной платформой, в положение действия перегрузки по оси чувствительности изделия (совершает колебания).

Особенностью испытаний конструкции марсианских аппаратов являлось использование оснащения, позволяющего провести испытания, например, парашютного отсека с укладкой, при многократно повторяющихся колебаниях под действием перегрузок, что обеспечивало имитацию нагрузок действующих на укладку в процессе входа аппарата в атмосферу Марса.

Испытания конструкций аппаратов для доставки с орбиты результатов исследований, как, например, грунта с Луны, выполнялись с функционирующей аппаратурой, что обеспечивалось возможностью подачи и съема электрического сигнала с приборов, вращающихся на центрифуге и находящихся под действием перегрузок.

Для отработки отдельных узлов и агрегатов, а также различных приборов, входящих в состав КА, на воздействие линейных ускорений, в НПОЛ с 1972 года используется центробежная установка СУ-45 (рис. 2). Эта центрифуга обеспечивает испытания на перегрузки до 50 g (степень жесткости V) объектов испытаний массой до 100 кг и размерами до 1.0*1.0*1.0 метра. Особенностью центрифуги СУ-45 является наличие, кроме токосъемного устройства (имеется в составе всех центробежных установок отдела), также и магистрали подвода газа к испытываемому объекту, например, к топливному баку.

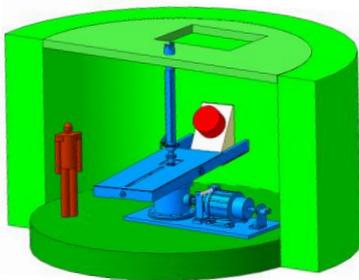


Рис. 2. Схема центрифуги СУ-45

В начале 80-х годов механическая часть центрифуги СУ-45 на время (примерно год) была передана на фирму Королёва, где использовалась для испытаний агрегатов, входящих в многоразовую транспортную космическую систему «Энергия–Буран».

С ростом уровня задач, решаемых космической техникой в последующее время, появлением более мощных носителей и, естественно, увеличением масс и размеров КА, встал вопрос о разработке и создании более мощной центрифуги с современным оборудованием. Для решения задач как научной, так и народнохозяйственной тематики на НПОЛ были выполнены работы по оценке необходимых технических характеристик вновь создаваемой центробежной установки и предложены некоторые из уникальных решений, реализованных в новой центрифуге СУ-268 (рис. 3) [5].

Центрифуга СУ-268 была введена в эксплуатацию в 1982 году. Уникальность данного испытательного стенда, сохранившегося и до настоящего времени, заключается в возможности вакуумирования бункера центрифуги, а это составляет объем, примерно, 2000 кубических метров, до давления 0.25–0.3 атмосферы, и создании поля перегрузок до 300 g (степень жесткости VIII) для изделий массой

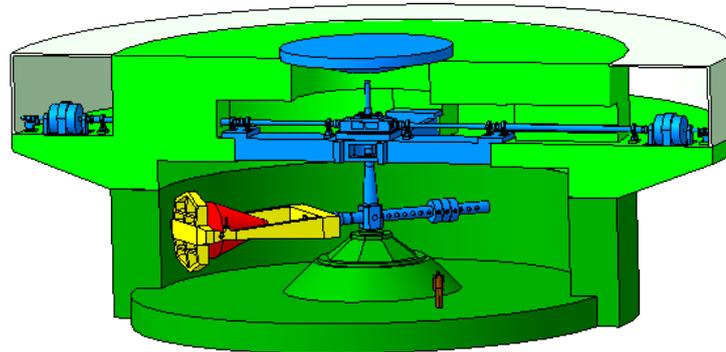


Рис. 3. Схема центрифуги СУ-268

до 1500 кг. Кроме этого, центрифуга позволяет испытывать крупногабаритные и тяжелые изделия (массой до 6000 кг и размерами 5.0*3.5*3.5 метра) на перегрузки, действующие на КА при выведении ракетой-носителем.

Она оборудована мощным электроприводом постоянного тока и системой бесступенчатого регулирования и поддержания частоты вращения, а также цифроаналоговым устройством задания и регулирования скорости (УЗРС) для высокоточного управления двухдвигательной испытательной установкой СУ-268. В состав стенда (центрифуги) СУ-268 входят также стенд-манипулятор СУ-220, смонтированный на тележках 11Т316 и обеспечивающий горизонтальную установку объекта испытаний (изделия с приспособлением) на оснастку центрифуги и собственно специальное оснащение центрифуги.

Оснащение типа «гондола» позволяло имитировать линейную перегрузку, примерно, до 300 g, низкочастотную динамику и поверхностное нагружение теплозащитной оболочки КА и выполнено было в виде конструкции, состоящей из трех основных частей: корневой резьбовой части, которая с помощью стягивающей муфты соединяется с водилом центрифуги, конусной обечайки, связывающей корневую часть и собственно гондолы.

Гондола – это камера, состоящая из двух частей, соединенных силовым шпангоутом, одна из которых (полусферическая) заполнялась жидкостью (водой в объеме 3.5 м³), а другая (усеченный конус) имела отверстие для прохождения в камеру упругого элемента (пластинчатой переменной сечения пружины), придающего ОИ, погруженного в воду, колебательное движение при одновременном воздействии центробежных ускорений.

Таким образом, осуществлялись комплексные (многофакторные) прочностные испытания спускаемого отсека АКА «Венера» второго поколения [2].

Второе оснащение типа «рама» применяется и до настоящего времени для испытаний крупногабаритных агрегатов и изделий в сборе. С ее помощью имитируются линейные ускорения величиной до 10 g (степень жесткости III) для изделий массой до 6000 кг.

Оснащение выполнено в виде рамы, внутри которой на специальной платформе устанавливается объект испытаний, представляющий собой сборку изделия на испытательном приспособлении. Платформа позволяет устанавливать объекты испытаний под различными углами к горизонту (в пределах $\pm 20^\circ$), для обеспечения одновременного нагружения изделия в двух главных осях.

Это же оснащение с установленными на нем специальной платформой и системой дополнительных грузов использовали на центрифуге при испытаниях крупногабаритного космического телескопа, что позволило нагрузить отдельные элементы конструкции равномерно по длине объекта испытаний (то есть имитировать равномерное поле перегрузок).

Согласно требованиям документации на условия проведения испытаний, величина разброса перегрузок по длине изделия не должна превышать $\pm 10\%$ от значения перегрузки в центре масс изделия либо в заданной точке. Очевидно, что при испытаниях изделия, длина которого соизмерима с радиусом вращения центра масс, это требование нарушается (в настоящее время согласно межгосударственным стандартам разброс определен в значениях минус 10 плюс 30 %) [1].

На этой центробежной установке были проведены испытания по отработке различных конструкций АКА как для исследования планет Венеры и Марса, так и для астрофизических исследований с орбиты вокруг Земли. Роль этой уникальной установки все время возрастает, особенно для отработки постоянно совершенствующегося разгонного блока «Фрегат» и его модификации «Фрегат-СБ» с дополнительным сбрасываемым блоком баков, который расширяет возможности разгонного блока по выведению КА на различные орбиты, в том числе и на межпланетные траектории.

На всех центрифугах за время существования стендовой базы НПОЛ были проведены испытания на воздействие линейного ускорения (квазистатические нагрузки) всех изделий, разработанных на нашем предприятии, и значительной части их агрегатов, а также испытания изделий других предприятий авиационной и космической отраслей [4].

Комплекс центробежных стендов был задействован также и для отработки опытных образцов агрегатов, входящих в состав как конструкций ОКС «Мир», например, душевая установка для космонавтов, так и МТКС «Энергия–Буран» – элементы магистралей топливных систем, а также агрегатов РЛС легкого тактического истребителя МиГ-29.

В настоящее время в связи с постановкой новых задач перед разработчиками космической техники необходимо провести модернизацию испытательного оборудования в части применения современной элементной базы, особенно в плане разработки измерительной аппаратуры, выдерживающей достаточно большие центробежные ускорения и передающей данные измерений по беспроводной схеме, а также широкого применения вычислительной техники с целью обработки большого объема этих данных в режиме проведения испытаний и прогнозирования состояния испытываемых конструкций КА, так как это в первую очередь необходимо для обеспечения безопасности испытаний и снижения вероятности поломки изделия.

Проблемой эксплуатации комплекса центробежных стендов является также дефицит кадров и отсутствие системного финансирования по совершенствованию экспериментальной базы.

Заключение

В процессе длительной эксплуатации центробежных стендов выявлен ряд проблем, характерных для центрифуг, используемых в НПОЛ для отработки конструкций АКА, создаваемых на предприятии.

Так как все центрифуги находятся в специальных бункерах (подземных или наземных), то ограничение высоты этих помещений затрудняет ведение монтаж-

ных работ при установке объекта на рабочее плечо (водило) и его последующую кантовку на другую ось.

Центрифуги эксплуатируются свыше 40 лет, поэтому аппаратные решения устарели. Объем передаваемой измерительной информации о состоянии объектов испытаний совершенно недостаточен, поэтому приходится проводить их дополнительное нагружение с промежуточной перестановкой датчиков, что недопустимо, так как дополнительное нагружение может привести к поломке изделия.

Имеющаяся система измерения базируется на передаче сигналов с вращающейся части на регистраторы через контакты с нестабильным переходным сопротивлением, которое дает помехи, требующие дополнительной фильтрации.

Разброс значений перегрузки вдоль рабочего плеча водила и относительно медленный выход на режим измеряется при реализуемых в настоящее время мощностях привода несколькими минутами, что отличается от натуральных условий нагружения.

Для обеспечения требуемой точности воспроизведения линейных перегрузок в пределах $\pm 10\%$ необходимо, чтобы линейные размеры объекта не превышали 20% от длины водила.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ГОСТ 28204-89. Испытания и руководство: линейное ускорение. (Внедрение Межгосударственного стандарта МЭК 68-2-7-83 «Основные методы испытаний на воздействие внешних факторов. Часть 2. Испытания Ga»). – М.: Госстандарт, 1989.
- [2] Захаров Ю.В., Швионов Д.И. Способ моделирования нагрузок. Авторское свидетельство № 281317, 1983.
- [3] Экспериментальная отработка космических летательных аппаратов / Под ред. докт. техн. наук Н.В. Холодкова. – М.: МАИ, 1994. – 412 с.
- [4] Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. докт. техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и докт. техн. наук, проф. В.В. Ефанова / 2-е изд., перераб. и доп. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. – С. 254–258.
- [5] Маркачев Н.А., Захаров Ю.В., Гришин С.А. Опыт использования центробежных установок для наземной отработки автоматических космических аппаратов // X., Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». – 2012. – № 2.

ДИСКУССИИ

DISCUSSIONS

УДК 629.78.054«Фобос-Грунт»:62

ЧТО ПОГУБИЛО «ФОБОС-ГРУНТ»?

ВЛИЯНИЕ ПЛАЗМЫ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ (окончание)

Ю.В. Кубарев

Докт. физ.-мат. наук, профессор, вице-президент и действительный член Академии инженерных наук им. А.М. Прохорова, лауреат Государственной премии СССР, заслуженный деятель науки РФ, член Международной ассоциации авторов научных открытий, почетный профессор Шанхайской аэрокосмической академии Ю.В. Кубарев (МГУПИ)

В статье ученый-физик, автор научного открытия в области физики плазмы излагает собственную версию причин гибели космического аппарата «Фобос-Грунт». Его выводы основаны на открытом им законе и результатах лабораторных и натурных экспериментов «Куст» (1977–1979 гг.) и «Старт» (1987 г.), проведенных в различных регионах Земли в верхней атмосфере, ионосфере и магнитосфере с магнитоплазмодинамическими ускорителями, установленными на метеорологических ракетах. Для повышения надежности функционирования будущих высокоорбитальных и межпланетных пилотируемых космических полетов представляют интерес предложенные автором способы и устройства плазменной нейтрализации электростатических зарядов на ПКА с помощью маломощных МПДУ. Ускорители большой мощности могут являться основой ЭРД мегаваттного класса. **Ключевые слова:** магнитоплазмодинамический ускоритель (МПДУ), плазма, плазменный нейтрализатор, Бразильская геомагнитная аномалия, «Фобос-Грунт».

What Has Ruined “Phobos-Grunt”? Impact of Plasma on Space Vehicles.

Yu.V. Kubarev

Physical scientist, the author of scientific discovery in the field of plasma physics sets forth the own version of the causes of loss of the Phobos-Grunt spacecraft. Conclusions are based on the law, discovered by the author, and on results of laboratory and field experiments “Kust” (1977–1979) and “Start” (1987), carried out in various regions of the Earth in the upper atmosphere, ionosphere and magnetosphere with magnetoplasma dynamic accelerators (MPDAs), installed on meteorological rockets. To improve the reliability of future high orbital and interplanetary manned spaceflight the author suggests ways and facilities of plasma neutralization of electrostatic charges aboard manned spacecraft, using low-powered MPDAs. Accelerators of high power can be the basis of megawatt-class electric propulsion.

Keywords: magnetoplasma dynamic accelerator, plasma, plasma neutralization, Brazilian geomagnetic anomaly, “Phobos-Grunt”.

Состав среды, окружающей метеорологическую ракету

В экспериментах «Куст-1» и «Куст-2» при подъеме ракеты измерялись параметры окружающей среды, невозмущенные плазмой, поэтому ускорители включались на нисходящих участках траектории полета. Как уже отмечалось, в первом эксперименте сброс створок с головной части произошел только после повторной команды (рис. 7, б), поэтому приборы на головной части показали только изменение параметров после сброса створок.

На рис. 14 приведены данные об ионном составе искусственной плазменной неоднородности вблизи ракеты (в относительных единицах), полученные в эксперименте «Куст-1». Числа у кривых соответствуют массам ионов в *а.е.м.*: *t* – время с момента старта. Кривая *a)* – изменение давления окружающей среды около ракеты во время полета при отключенном ускорителе плазмы.

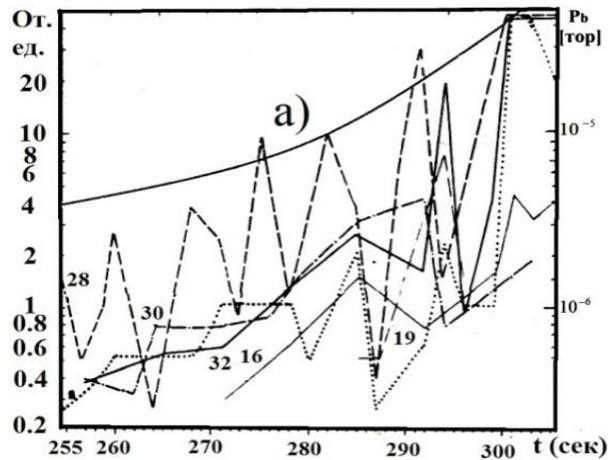


Рис. 14. Ионный состав плазмы, созданной ускорителем

В приведенных экспериментах изменения концентраций частиц носят периодический характер. Одна из возможных причин заключается в том, что в этих среднеширотных экспериментах направление инжекции плазмы было перпендикулярно продольной оси ракеты.

Вследствие вращения ракеты угол между направлением инжекции и геомагнитным полем изменялся в диапазоне $60\text{--}120^\circ$. Концентрация плазмы вблизи ракеты сильно зависит от угла между направлением инжекции и направлением геомагнитного поля. Поэтому в любой фиксированной относительно ускорителя точке параметры облака искусственной плазмы изменяются с частотой вращения ракеты (0,2 с – 0,3 с).

Масс-спектрометр регистрирует пик определенной массы с интервалом порядка двух секунд, и, вследствие неkratности этого интервала и периода вращения ракеты, в различные моменты регистрации углы между геомагнитным полем и направлением инжекции будут различны. И только через период времени, кратный интервалу измерений и периоду вращения, измерения происходят в примерно одинаковых условиях. Это приводит к квазипериодическому характеру записей масс-спектрометра. При этом следует отметить хорошую корреляцию между ионами азота N_2^+ и N^+ , а также кислорода O_2^+ и O^+ , являющихся частицами рабочего тела ускорителя – воздуха. В струе плазмы существуют ионы N_2^+ (28 *а.е.м.*), NO^+ (30 *а.е.м.*), O_2^+ (32 *а.е.м.*).

Высотный ход концентрации ионов O^+ (16 *а.е.м.*), полученных в обоих экспериментах (увеличение концентрации с уменьшением высоты), прямо противоположны распределению по высоте ионосферных ионов O^+ , т.е. эти ионы также образуются в ускорителе. Кроме этих ионов во время работы ускорителя были

зарегистрированы ионы, которые в ионосфере на рассматриваемых высотах практически не наблюдаются. Изменение концентрации этих ионов связано, очевидно, с сильным разогревом МПД-ускорителя во время работы (до 500 °С по стендовым измерениям). Именно постепенный разогрев ускорителя вызвал увеличение концентрации ионов H_2O^+ (18 *а.е.м.*) и появление ионов с массой 19 *а.е.м.* – F^+ или H_2OH^+ , образовавшихся в результате ионизации десорбированных молекул H_2O^+ и F^+ (диэлектрические элементы ускорителя были изготовлены из фторопласта). Десорбцией, очевидно, объясняется и появление трудноидентифицируемых ионов с массой 39 *а.е.м.* (K^+ , NaO^+), 41 *а.е.м.* и с массой 44 *а.е.м.* – CO_2 или SiO_2 и др.

Наиболее полные данные о составе окружающих ракету частиц до и после включения ускорителя были получены во втором эксперименте. На рис. 15 приведены данные об изменении ионного состава невозмущенной ионосферной плазмы, полученные во втором эксперименте по мере подъема ракеты с выключенным ускорителем. Число 30 *а.е.м.* по своему массовому составу соответствует иону NO^+ .

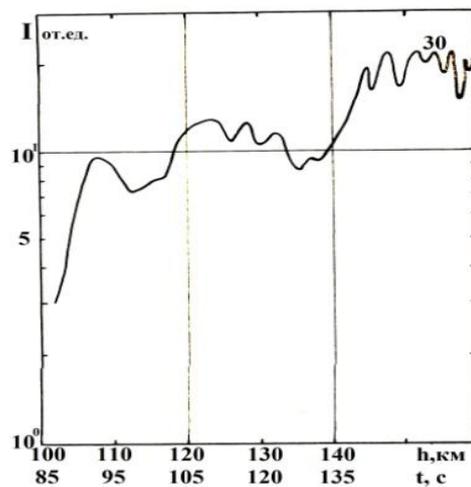


Рис. 15. Изменение ионного состава ионосферной плазмы от высоты

Данные о нейтральном составе частиц (в относительных единицах), полученные в этом же эксперименте на восходящем (при выключенном МПДУ) и нисходящем (при включенном МПДУ) участках траектории ракеты, приведены на рис. 16. В качестве рабочего тела использовался воздух, поэтому видно, что на первом участке из неработающего ускорителя выходят молекулы азота N_2 и кислорода O_2 , поступление которых в масс-спектрометр убывает из-за их разлета по мере уменьшения давления в окружающей среде.

Рассмотрим далее поведение нейтральных и заряженных частиц у головных частей ракет. При включении ускорителя на высоте $h \sim 160$ км, в плазме, окружающей головную часть ракеты, концентрация нейтральных и заряженных частиц существенно возросла (рис. 16 и 17). Числа у кривых соответствуют массам ионов.

Измерения показали, что из струи ускорителя вдоль его магнитных силовых линий через спутную зону, окружающую его, заряженные частицы могут поступать в масс-спектрометр, расположенный за ускорителем, обволакивая ускоритель и ракету плазмой. В эксперименте «Куст-2» катод ускорителя протравливался гидроокисью натрия.

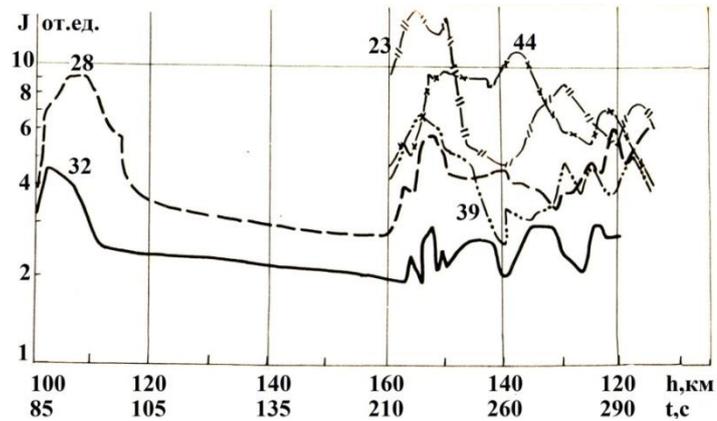


Рис. 16. Состав нейтральных и заряженных частиц около ракет

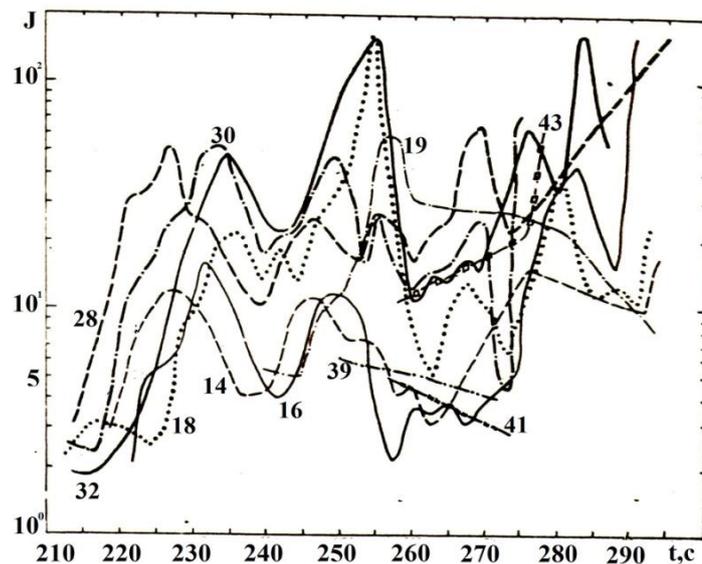


Рис. 17. Состав частиц у поверхности ракеты

Масс-спектрометр, расположенный за ускорителем, после включения ускорителя несколько секунд регистрировал частицы натрия (Na , NaO^+ , NaOH^+). В этом эксперименте катод промывался раствором, в котором находился Na . При нерасчетных режимах работы ускорителя ($N1 \neq N2 \neq N3$) плазма обволакивала

корпус ракеты, меняла ее потенциал, но из-за малой плотности и незначительного разбаланса заряда в окружающей среде не влияла на работу других приборов и передачу информации по телеметрическим каналам (рис. 12, а).

Таким образом, в результате работы ускорителя вблизи ракеты образуется искусственное облако плазмы, состоящее как из ионизированных, так и из нейтральных частиц, причем это облако характеризуется сильным разнообразием и тех, и других частиц. С понижением высоты число нейтральных и заряженных частиц воздуха возрастает.

В эксперименте «Куст-3» вследствие того, что концентрации нейтральных и заряженных частиц превысили установленный динамический диапазон измерения прибора, масс-спектрометрические данные не были получены («зашкалили»). Сильное увеличение концентраций ионов и нейтральных частиц связано с двумя причинами. Во-первых, в третьем эксперименте инжекция плазмы осуществлялась вдоль направления геомагнитного поля, причем ось анализатора масс-спектрометра совпадала с осью ускорителя. В таких условиях ионы, рассеянные нейтральными частицами атмосферы, могли попадать в анализатор масс-спектрометра в большем количестве (в отличие от экспериментов в средних широтах, где оси анализаторов были расположены перпендикулярно оси ускорителя). Во-вторых, из-за сложной компоновки блока научной аппаратуры в третьем эксперименте анализатор масс-спектрометра был расположен в непосредственной близости от ускорителя, при этом в него легко могло попадать большое количество нейтральных частиц, десорбированных с поверхности ускорителя при его сильном разогреве, что могло нарушить работу масс-спектрометра как в нейтральном, так и в ионном режиме. Все показания масс-спектрометра были зашкалены, хотя мощность ускорителя и давление (концентрация частиц) в невозмущенной окружающей среде были существенно ниже, чем в эксперименте «Куст-2» (рис. 8–10).

В эксперименте «Куст-3» на высотах 135–140 км струя распространялась вперед по направлению инжекции вдоль траектории полета ракеты (практически вдоль геомагнитного поля Земли). Ракета двигалась сквозь созданное ускорителем плазменное образование длиной $l \geq 5$ км и диаметром $d \approx 100$ м. Существовало это образование $t \geq 100$ с, время его жизни определялось, в основном, диссоциативной рекомбинацией [19].

При включении ускорителя наземная аппаратура зарегистрировала существенное возрастание излучения плазмы на частотах $f \approx 10$ кГц и 3 кГц (рис. 18).

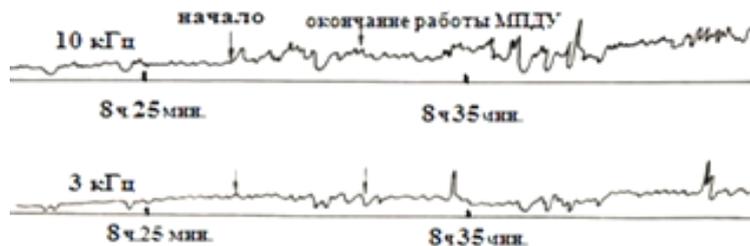


Рис. 18. Излучение колебаний ОНЧ от ракеты с МПДУ

Оно существовало длительное время $t \geq 100$ с после окончания работы ускорителя и, по-видимому, обусловлено возникновением электростатической неустойчивости движущейся плазмы в расходящемся геомагнитном поле Земли, вызванной взаимодействием искусственного плазменного образования с ионосфер-

ной плазмой в области с пониженным давлением. Нельзя исключить возможность влияния в этот момент каких-либо иных источников возмущения, например, плазменных сгустков, выброшенных Солнцем.

Как в лабораторных экспериментах и теоретических расчетах [29, 30] при недостатке рабочего тела, так и в натурных экспериментах происходило уменьшение разрядного тока в ускорителе, отмечалось «самогашение» разряда (рис. 8, 9 и 13), произошедшее на одной и той же высоте (т.е. при одном и том же окружающем давлении P_0) при подъеме и спуске ракет. Это же, как будет показано далее, произошло в эксперименте «Старт», проведенном в районе Бразильской магнитной аномалии с АМПДУ-1, работающим в частотном режиме (рис. 3).

Эксперименты в космосе с импульсными МПД-ускорителями

В отличие от экспериментов «Куст», в этих экспериментах по команде программного механизма должно было происходить отделение автономного блока с АМПДУ от корпуса ракеты МР-20. На борту ракеты, кроме диагностической аппаратуры, недалеко от ускорителя располагался генератор высокой частоты ГВЧ (20–100 мГц) с целью исследования влияния импульсных режимов работы ускорителя плазмы на выходной импеданс излучающей антенны и телеметрию при отделяемом и неотделяемом от ракеты МПД-ускорителе.

В экспериментах исследовалось воздействие импульсных потоков на ионосферу и магнитосферу Земли, а именно: проникновение потоков плазмы в них и образование проводящего канала, способствующего «высыпанию» высоко- и низкоэнергетичных частиц в нижние слои атмосферы. Исследовалось влияние импульсного режима работы ускорителя на телеметрические каналы, бортовую и наземную аппаратуру и др. Одновременно с этим осуществлялась проверка работоспособности системы подачи и хранения рабочего тела (СПРТ), блока управления и питания ускорителя (БУПИ) как возможных частей электрореактивной двигательной установки или системы плазменной нейтрализации высоковольтных зарядов космических аппаратов [22, 24].

Эксперимент с АМПДУ-1 проводился с борта научно-исследовательского судна «Профессор Зубов» в районе Бразильской магнитной аномалии (30° южной широты и 30° зап. долготы), а эксперимент с АМПДУ-2 – в экваториальном районе Атлантического океана (5° сев. шир. и 20° зап. долготы). Места запусков обозначены на карте точками с указанием дат их проведения. Данные по геомагнитной обстановке на то время в этих областях, определяемые в нанотеслах, на этот период приведены на рис. 19, взятом из Интернета.

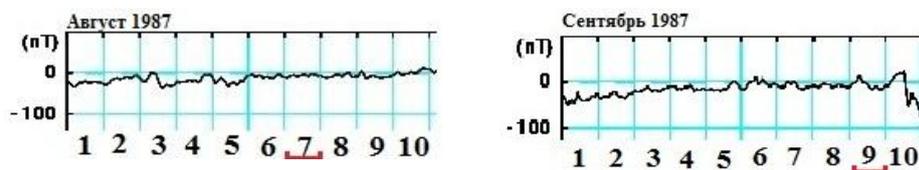


Рис. 19. Состояние магнитосферы во время проведения экспериментов

Эффекты инъекции плазмы регистрировались по сигналам передатчика «Маяк» судовыми приемными средствами, определялись бортовой и штатной корабельной аппаратурой. С ее помощью измерены потоки мягких ($E \approx 0,5$ кэВ) и

энергичных частиц ($E > 40 \text{ кэВ}$), показания зонда Ленгмюра, расположенного на выходе ускорителя и др.

С помощью судового оптико-радиофизического комплекса получены данные по вариации интенсивности радиосигналов бортового генератора ГВЧ и телеметрического передатчика, фотометрические данные по интенсивности свечения линии 6300 \AA^0 и телевизионные данные по интегральному изменению свечения в видимой области спектра.

Предстартовые испытания научной и служебной аппаратуры проведены без замечаний. Пуск ракеты МР-20 проведен 07.08.87 г. в 20:22 ГМТ (00:22 мск). Генератор плазмы АМПДУ-1 не отделился от головной части, штанги с датчиками прибора «Спектр-Зонд-РМ» раскрылись не полностью. Оставаясь на головной части, ускоритель функционировал с 89 с по 170 с и с 281 с по 287 с полета.

Ионный зонд, находившийся под платой устройства отделения контейнера с АМПДУ-1, информации не дал. Вследствие работы близко расположенного ускорителя плазмы произошел пробой в цепи высокого напряжения питания спектроанализатора СК-2. Остальная диагностическая аппаратура работала нормально. С ее помощью были измерены потоки энергичных частиц ($E \geq 40 \text{ кэВ}$), изменение выходного импеданса антенны генератора высокой частоты ГВЧ, показания зонда Ленгмюра, расположенного на выходе ускорителя.

На рис. 20 и 21 приведены некоторые из указанных данных за периоды времени, соответствующих работе АМПДУ-1.

Можно отметить, что в этом эксперименте с ускорителем, работающим с частотой $\sim 10 \text{ кГц}$, на одной и той же высоте при подъеме и спуске ракеты (т.е. при одинаковых давлениях P_6 в окружающей среде) произошло самоотключение

разряда из-за недостатка рабочего тела ($\dot{m} \approx 1,2 \text{ мг/с}$) во время «критического» режима работы ускорителя. При невысоком напряжении разряда $V_p \approx 80 \text{ В}$, т.е. энергии электронов меньшей, чем необходимо для достижения максимума сечения ионизации воздуха (для азота и кислорода $E \sim 110 \text{ ЭВ}$) и аргона ($E \sim 50 \text{ ЭВ}$), поступление рабочего вещества возобновляло работу ускорителя. Оно происходило за счет увеличения давления при спуске ракеты или при попадании встречного потока в ускоритель при подъеме ракеты. Увеличение давления около ускорителя и в нем может произойти за счет газовыделения элементов конструкции космического аппарата и корпуса ракеты из-за сопротивления при их движении и нагреве в окружающей среде. Это и проявилось в следующем эксперименте (рис. 22).

Во втором эксперименте отделение от ракеты блока с более мощным ускорителем плазмы произошло безотказно. Однако вышел из строя масс-спектрометр, ряд показаний измерительной аппаратуры «зашкалил». Получены данные бортовой аппаратуры по суммарной концентрации ионов, потокам энергичных и мягких частиц, приходящих из ионосферы и магнитосферы Земли по плазменным каналам, изменению выходного импеданса излучающей антенны генератора ГВЧ. Судовым оптико-радиофизическим комплексом зарегистрированы вариации интенсивности радиосигналов и свечение ионосферы при инжекции сравнительно мощных потоков плазмы. Некоторые результаты экспериментов представлены на рис. 22–24.

Окружающая среда в южно-атлантическом регионе была наэлектризована. Работающий МПД-ускоритель сыграл роль термозонда, помещенного в поток нейтральных частиц, истекающих из ускорителя, в момент возникновения плазменного

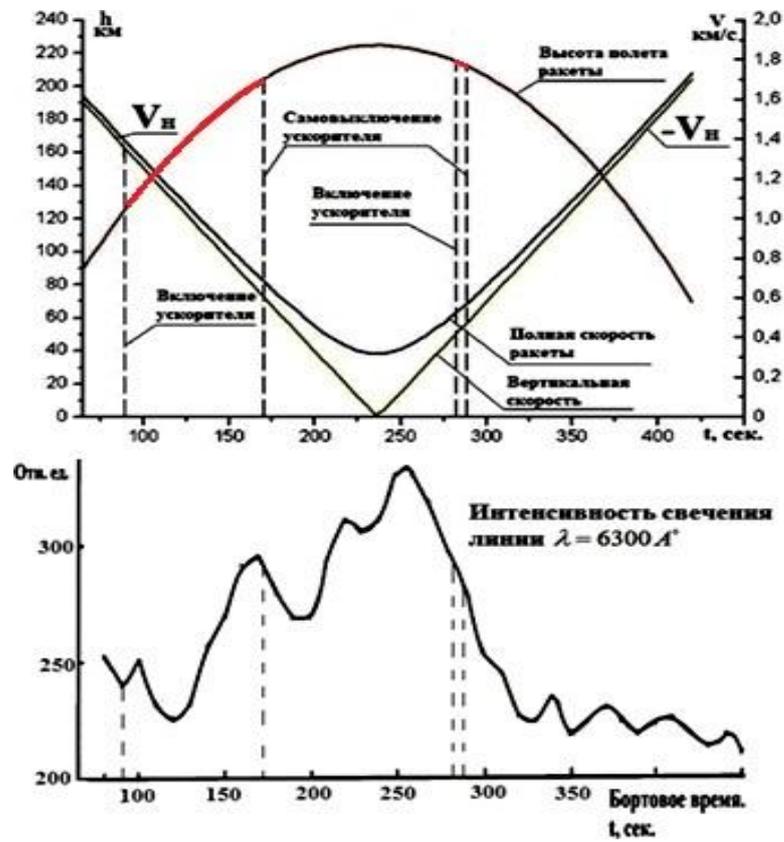


Рис. 20. Параметры, характеризующие полет ракеты и плазменное образование, созданное АМПДУ-1

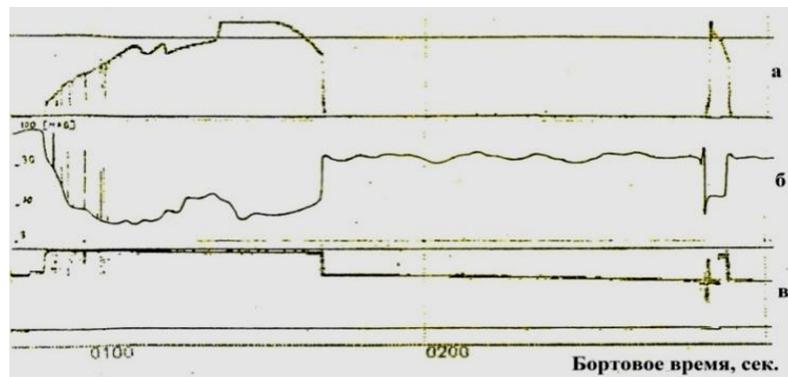


Рис. 21. Результаты бортовых и наземных измерений в эксперименте:
 а – запись сигнала зонда Ленгмюра, установленного на выходе АМПДУ-1;
 б – наземные измерения уровня сигнала ГВЧ на частоте 100 мГц;
 в – запись выходного напряжения в антенне ГВЧ (зашкалено)

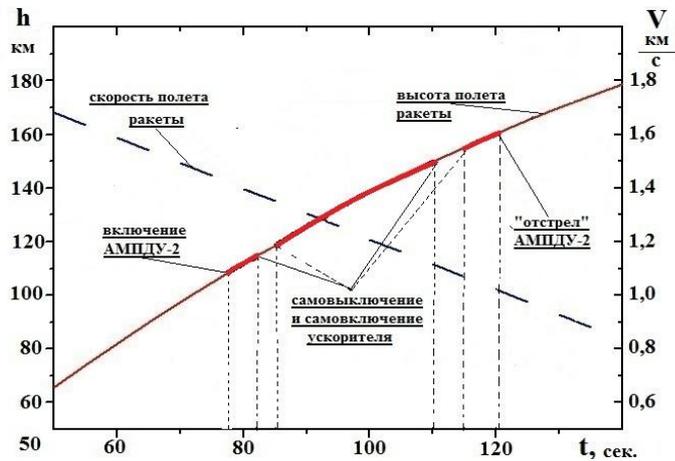


Рис. 22. Области существования плазменной струи АМПДУ-2, работающего на частоте $f \approx 0,4 \text{ кГц}$

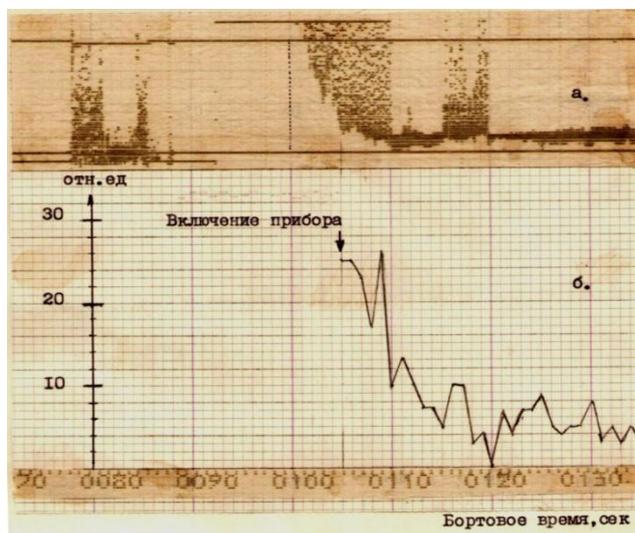


Рис. 23. Результаты измерений параметров плазмы АМПДУ-2:
 а – запись результатов измерений суммарной концентрации ионов с помощью ионного зонда; б – результаты измерения потока мягких электронов с $E = 0,5 \text{ кэВ}$, спектроанализатором СК2 при инжекции плазмы

жгута (рис. 5). Все это, включая поток солнечной плазмы, набегающий на космический аппарат (МПДУ), вызвало явление, подобное северному сиянию.

В обоих случаях это было заснято бортовой аппаратурой НИС «Профессор Зубов». Нечто подобное должно случиться с космическим аппаратом «Фобос-Грунт» с работающими во время разворота двигателями при входе его в район Бразильской магнитной аномалии и пролете через нее.

Как показывали исследования, частотные режимы работы ускорителя не влияли на установленные закономерности образования и истечения плазмы, не препятствовали возможности управления величиной и знаком потенциала струи.

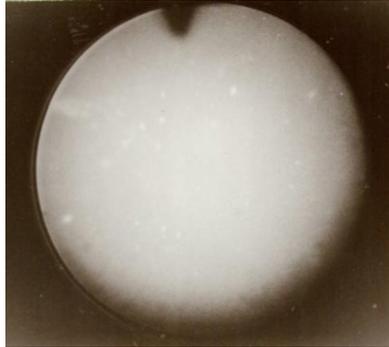


Рис. 24. Телевизионное изображение свечения искусственного плазменного образования, созданного ускорителем плазмы

Основные результаты испытаний МПДУ в космических условиях

Натурные эксперименты подтвердили основные результаты теоретических и лабораторных исследований процессов в МПДУ, в частности, новый закон в физике плазмы – закономерность (1), и позволили получить новые данные.

1. При испытаниях МПДУ, работающих стационарно, подтверждено существование трех режимов истечения плазмы, при которых струя была электрокомпенсирована, либо имела избыток электронов или ионов. Достигалось это установлением соответствующих соотношений между отмеченными выше относительными градиентами (или параметрами нерасчетности) путем изменения окружающего давления, расхода рабочего тела или мощности, подводимой к разряду.

2. При выполнении закономерности $\nabla P/N = \nabla H/N = \nabla n_e / n_e$ струя плазмы отрывалась от корпуса ракеты, потенциал которой относительно окружающего пространства становился $\varphi \approx 0$. При инъекции струи перпендикулярно траектории полета ракеты, плазма образовывала спираль длиной $\sim 1,5 \dots 2$ км, зафиксированную локатором (г. Капустин Яр). Нарушение этой закономерности приводило к обволакиванию ракеты плазмой. Ракета заряжалась положительно или отрицательно в соответствии с упомянутыми выше режимами работы ускорителя. В это время вследствие малых размеров плазменных образований, сигналы на локаторе отсутствовали, обволакивание регистрировалось бортовой аппаратурой.

3. При инъекции плазмы вдоль траектории полета ракеты и вдоль магнитных силовых линий Земли (о. Хейса, Земля Франца Иосифа) возникало плазменное образование, сквозь которое двигалась ракета. Плазма распространялась впереди ракеты на расстояние ~ 5 км, имела диаметр > 100 м (при $n > 10^6 \text{ см}^{-3}$) и излучала низкочастотные колебания. Излучение с частотой $\sim 10 \text{ кГц}$ и 3 кГц , по-видимому, обусловленное возникновением электростатической неустойчивости плазмы в магнитном поле Земли, зарегистрировано наземной аппаратурой и существовало длительное время (≥ 1 мин) после окончания работы ускорителя.

4. При выполнении указанной выше закономерности (1) изменение потенциалов зонда и термозонда влияло на разрядный ток ускорителя. Обнаружено также взаимное влияние друг на друга приборов и диагностической аппаратуры через плазму, струя плазмы искажала показания телеметрической аппаратуры, происходил сбой показаний.

5. Подтверждены предсказанные теорией и обнаруженные в лабораторных условиях «самогашение» разряда и «ионизационный кризис», обусловленные недостатком рабочего тела, его физическими свойствами и мощностью, подводимой к разряду.

6. При испытании МПДУ, работающих в частотном и импульсном режимах, в районе Бразильской магнитной аномалии (Южная Америка и Западная Африка) плазменное образование проникало в верхние слои ионосферы и магнитосферы Земли, образовывало проводящий плазменный столб, по которому происходило высыпание высокоэнергетических частиц из радиационных поясов магнитосферы, зарегистрированное корабельной оптической аппаратурой. Возникшее светящееся плазменное образование (искусственное полярное сияние) является подобием «плазменного жгута», созданного ускорителем в лабораторных условиях.

На основе закономерности (1) и сопутствующих ей явлений и свойств МПДУ для решения различных научно-технических задач были созданы несколько конструктивных его вариантов, различные способы и устройства оптимизации, диагностики и управления его параметрами, защищенные более 30 авторскими свидетельствами на изобретения, упомянутых и частично использованных в [21–24, 32]. Этому способствовали вышеприведенные результаты натуральных экспериментов.

Используя их, продолжим рассмотрение МПДУ в лабораторных условиях, сравним с испытанием его совместно с ракетой в магнитосфере Земли и с нештатным поведением КА «Фобос-Грунт». Сопоставим с процессами, связанными с корональными выбросами солнечной плазмы в БМА, и пролетом «Фобоса» через нее. Выброс Солнцем плазмы в этот район магнитосферы подобен истечению плазмы из МПДУ в разреженное пространство с неоднородной напряженностью магнитного поля. Если на аппарате расположен действующий источник плазмы, то он будет подобен термозонду, испускающему заряженные частицы-электроны, резко увеличивая процесс ионизации газа около себя.

Процессы на Солнце и состояние магнитосферы в Южной Атлантике

Из данных, приведенных в Интернете, полученных с помощью американских спутников, 1 ноября 2011 года на восточном лимбе Солнца появилась активная область, известная как AR/339. Она имела ~80 тыс. км в длину и около 40 тыс. км в ширину (рис. 25 и 26), выбросила в фотосферу сильные (до нескольких тысяч Гауссов) магнитные поля вместе с несколькими миллиардами тонн корональной массы (частиц плазмы).

3 ноября напротив Земли находилась коронарная дыра CH 848 (рис. 25), влияние которой на орбите Земли проявилось 7–8 ноября, перед запуском «Фобос-Грунта». В этот же день в 23 часа 30 минут произошла мощная вспышка X-диапазона, и в начале дня 4 ноября американские спутники GOES, находящиеся на стационарной орбите, зафиксировали это событие, продолжавшееся до 11 ноября.

Специалисты НАСА, обнаружив эти события, запланировали в США проверку системы оповещения о надвигающемся ЧП. Подобная активность Солнца

произошла в марте 1989 года, когда вышли из строя трансформаторы на электростанциях провинции Квебек.

Зона активности на Солнце смещалась и 8 ноября остановилась точно напротив Земли. На этот день количество солнечных пятен и мощность радиосигнала достигла уровня 210 ед. и 180 ед. соответственно, что является максимальной величиной почти за последние 10 лет (рис. 27).

Поток протонов и электронов, выброшенный Солнцем и зарегистрированный 8 ноября КА СТЕРЕО-В, был на два порядка выше, чем в обычной ситуации. Космический аппарат АСЕ, находящийся в точке либрации L₁ (точка равновесия сил притяжения на КА), зафиксировал возрастание выброса более чем на порядок.

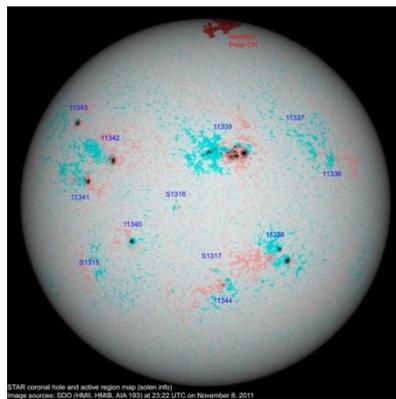


Рис. 25. Состояние Солнца на 1 ноября 2011 года

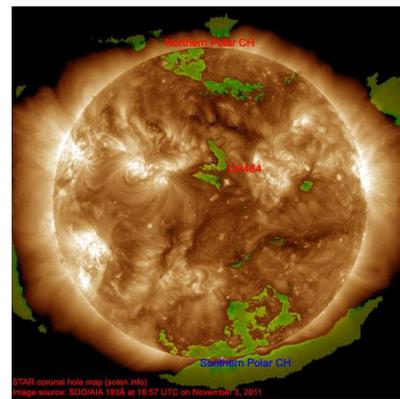


Рис. 26. Темные пятна – активные области на Солнце 8 ноября 2011 года

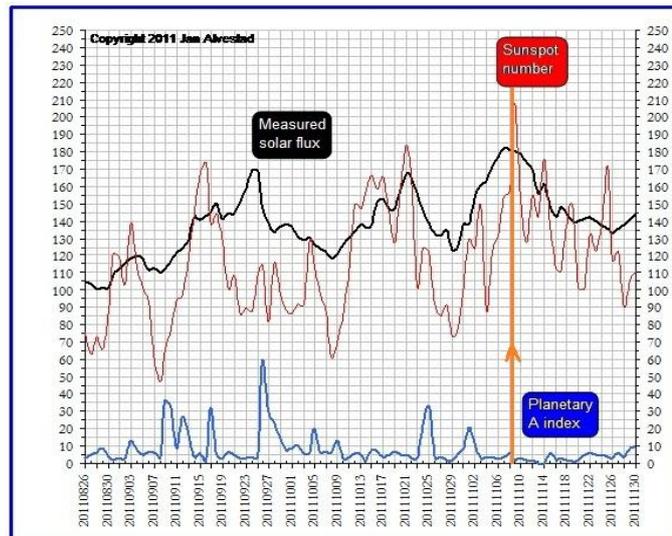


Рис. 27. Состояние солнечной земной активности накануне и во время пуска КА «Фобос-Грунт»

Вытянутые магнитные силовые линии Солнца вместе с высокоскоростными потоками плазмы (солнечным ветром) вызвали геомагнитные возмущения, образовали огромные трещины (каналы) в магнитном поле Земли. Они оставались открытыми в течение нескольких часов, что позволяло заряженным частицам проникнуть глубоко в магнитосферу и ионосферу Земли. Подобная ситуация существовала во время пролета КА «Фобос-Грунт». Она обострилась на втором витке полета вокруг Земли в результате включения двигателей разворота и стабилизации космического аппарата при подлете к району Бразильской магнитной аномалии, показанный схематично на цветной иллюстрации (рис. 1).

«Фобос-Грунт» в магнитосфере Бразильской геомагнитной аномалии

На картине, отображающей трассы полета «Фобос-Грунта» и места запуска ракет МР-20 с автономными МПД-ускорителями, создающими искусственную плазму, нанесены условные границы Бразильской геомагнитной аномалии, которые все время сужаются или расширяются.

Эта «воронка», поднимаясь и опускаясь, наиболее близко подходит к Земле в районе Южной Атлантики. Солнечная плазма, преодолев перед Землей ударную волну, вместе с различными излучениями стала поступать в БМА. В нее, как отмечалось выше, произошел впрыск высокоэнергетичных положительно заряженных тяжелых частиц (ионов, протонов) и электронов, которые, с нашей точки зрения, представляли для «Фобос-Грунта» наибольшую опасность. Именно они, в основном, и ионизируют нейтральные частицы, выделяемые поверхностью «Фобос-Грунта» и различной аппаратурой, показанной на его фотографии. При пролете на первом витке окружающие КА частицы были ионизированы, но их было недостаточно для активного влияния на аппаратуру. Связь не нарушилась, как и в экспериментах с МПДУ на больших высотах, когда было мало заряженных частиц около ракет. Иная ситуация возникла на втором витке, когда были включены двигатели стабилизации, расположенные около солнечных батарей (рис. 28, а). Они совершают разворот «Фобос-Грунта» для первого включения маршевой двигательной установки вдоль трассы, обозначенной красным цветом на карте района Бразильской магнитной аномалии. Работающие на «Фобос-Грунте» гидрозиновые двигатели стабилизации вместе с потоком солнечной плазмы сыграли роль магнитоплазгодинамических ускорителей, установленных на метеорологических ракетах.

Выброшенное двигателями стабилизации и сгоревшее топливо – гидразин (N_2H_4), по-видимому, вместе с азотной кислотой (HNO_3) создало газообразное слабоионизованное облако. Мощный поток частиц, летящих от Солнца, дополнительно ионизовал облако, окружающее «Фобос-Грунт». Произошел сбой информации и выход из строя аппаратуры, как и 25 лет тому назад в экспериментах «Старт». Бортовая вычислительная машина сбилась, попытки включить маршевые двигатели на втором и третьем витках траектории полета «Фобос-Грунта», штатная работа которых показана на рис. 28 б, не удалась.

В нештатной ситуации с «Фобос-Грунтом», которую можно было предусмотреть, роль МПДУ, создающего «искусственную» плазму около ракет, выполнило Солнце. О возможности подобной ситуации сообщалось в нашем заявлении [2]:

«Нельзя исключить ситуацию, когда КА или РН может оказаться в ионизованной среде, возникающей под влиянием солнечного ветра, трения КА о частицы окружающей среды, а также от воздействия струи, истекающей из электрореактивного или даже жидкостного либо твердотопливного двигателя».

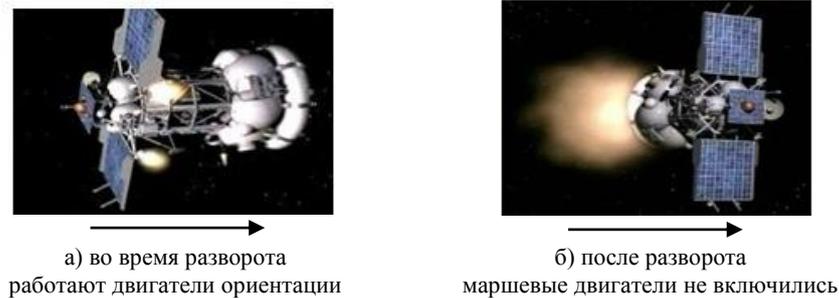


Рис. 28. Подлет КА «Фобос-Грунт» к Бразильской магнитной аномалии, разворот и отлет от нее при штатной работе двигателей

В космонавтике, особенно при длительных полетах, необходимо учитывать многообразие природных явлений и человеческий фактор организаторов полетов и космонавтов.

Так, например, несмотря на выступления в СМИ [2–7], при последующих запусках КА не были учтены процессы на Солнце и состояние магнитосферы в БМА, место и время включения двигателей, разворот КА, электростатическая защита аппарата и т.д., что привело, по нашему мнению, к отрицательным последствиям. Рассмотрим ситуации, возникшие с нижеприведенными КА, при полете на целевую орбиту по стандартной трассе (рис. 29).

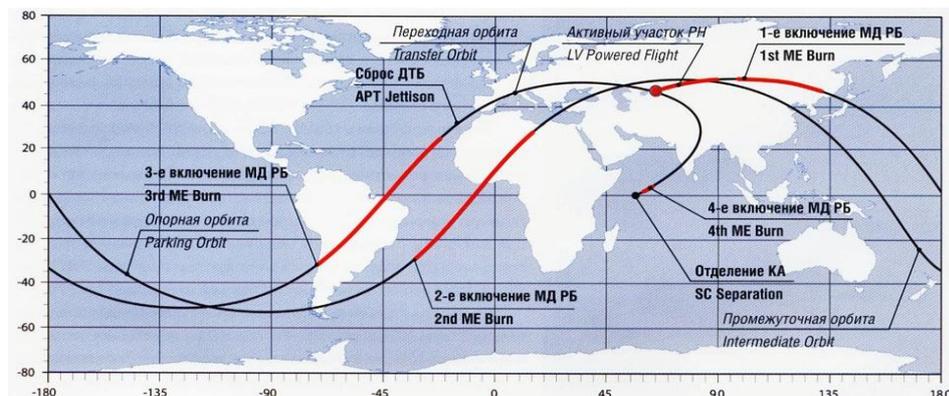


Рис. 29. Стандартная трасса полета КА с двигателями РН «Протон-М», РБ «Бриз-М»

06.08.2012 г. в 23 ч 40 мин состоялся старт КА («МД-2» и «Телком-3»). Выброс плазмы Солнцем произошел 4 августа. Из-за солнечной активности в магнитосфере в БМА двигатели на обоих витках траектории в области БМА включить не удалось. Космические аппараты, как и «Фобос-Грунт», погибли из-за негативного влияния окружающей среды на бортовую аппаратуру.

03.11.2012 г. вышли на орбиту КА «Луч-5Б» и «Ямал-302К», когда солнечная активность в районе БМА была незначительной, произошло штатное включение и работа двигателей, программа запуска была выполнена.

20.11.2012 г. в 23 ч 40 мин был выведен на заданную орбиту космический аппарат «Экостар-16», солнечная активность была слабой.

09.12.2012 г. состоялся запуск КА «Ямал-402» с использованием прежнего типа двигателей и трассы полета (рис. 30). Солнечная активность в районе БМА была повышена, т.к. 6 декабря произошел выброс плазмы Солнцем. Только после нескольких попыток все же удалось реализовать внеплановое включение маршевых двигателей, которые на некоторое время отключались. Выход на заданную орбиту произошел намного позже запланированного.

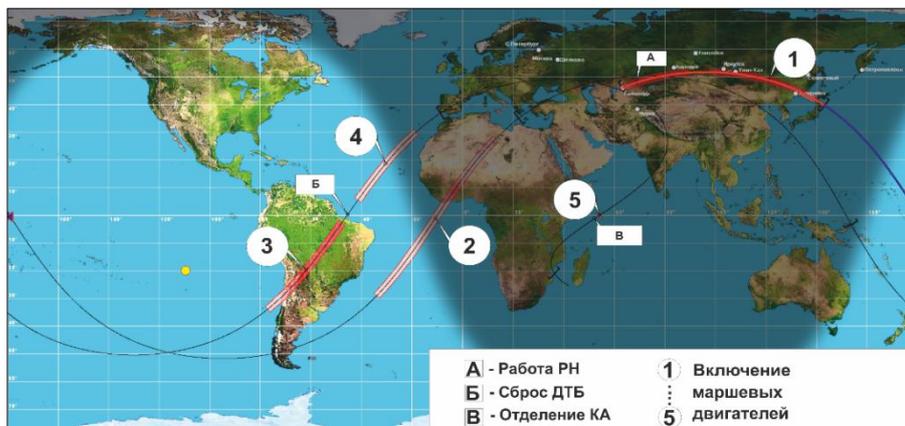


Рис. 30. Реализованная трасса полета КА «Ямал-402»

Космический аппарат «Ямал-402» удалось спасти и вывести на заданную орбиту, но перерасход топлива во время спасения аппарата существенно сократит активный срок его службы.

После всех этих событий в журналах «Российский космос» были опубликованы статья (интервью Ю.В. Кубарева) с кратким изложением причины гибели «Фобос-Грунта» [32], а за ней другая статья (интервью Л.М. Зеленого), в которой руководитель создания «Фобос-Грунта» сказал: «Фобос-Грунт» с орбиты не ушел из-за нелепой ошибки, которая обернулась трагедией для нашей науки».

Содержание нелепой ошибки умалчивается.

Чем обернется планируемое создание и запуск нового «Фобос-Грунта»?

Заключение

Результаты лабораторных и натурных экспериментов «Куст» (1977–1979 гг.) и «Старт» (1987 г.), проведенных в различных регионах Земли в верхней атмосфере, ионосфере и магнитосфере с магнитоплазодинамическими ускорителями, установленными на метеорологических ракетах, позволили сделать следующие основные выводы:

1. Натурные эксперименты, проведенные с магнитоплазодинамическими ускорителями, установленными на ракетах, подтвердили положения научного открытия автора – нового закона (закономерности) в области физики плазмы и синергетики. Он заключается в том, что в плазме, движущейся со сверхзвуковой скоростью в неоднородных магнитных и электрических полях, при равенстве относительных градиентов давления нейтральных частиц, напряженности магнитного поля и концентрации заряженных частиц, возникает ряд явлений, составляющих содержание формулы научного открытия.

Установлено, что такие явления в плазме могут быть вызваны:

- магнитоплазодинамическим ускорителем;
- трением и сопротивлением поверхности космического аппарата (ракеты, спутника и т.д.) в окружающей среде с магнитным полем Земли;
- выбросами Солнцем заряженных частиц (протонов, нейтронов, α -частиц, электронов и т.д.).

На эти явления можно воздействовать: подачей рабочего вещества в различные участки струи, изменением положения электродов в магнитном поле или конфигурацией магнитных силовых линий в ускорителе и др.; положением космического аппарата в магнитном поле Земли, в выбросах плазмы Солнцем или в отдельных районах магнитосферы Земли (например, в районе БМА), куда поступают эти выбросы, зависящие от положения Земли относительно Солнца.

2. Выявлены и объяснены причины нештатной ситуации с автоматической межпланетной станцией «Фобос-Грунт». В основе процессов, приведших к его гибели, является воздействие высокоэнергетичных потоков солнечной плазмы, ионизовавших газообразную среду, окружившую аппарат при запуске двигателей ориентации на втором витке траектории во время подлета и прохождении его в зоне Бразильской магнитной аномалии. Образованная при этом плазма привела к сбою работы бортовой вычислительной машины, нарушению управления аппаратом и, как следствие, к незапуску маршевой двигательной установки, начиная со второго витка траектории.

3. Необходимо планировать полеты космического аппарата на околоземной орбите, избегая включения двигательных установок и других систем, создающих легкоионизированные газообразные среды вблизи космического аппарата, в зонах магнитных аномалий Земли. В связи с этим, кроме технических мер по защите элементов КА от вредного влияния окружающей среды и потоков плазмы, следует обеспечить оперативный контроль за состоянием солнечной активности и выбросами корональной солнечной плазмы и различных типов излучений. Следует установить на КА датчики потенциала и при необходимости выключать электроаппаратуру, расположенную на внешней поверхности корпуса.

4. Для повышения надежности функционирования высокоорбитальных и межпланетных космических аппаратов необходимо завершить создание системы плазменной нейтрализации электростатических зарядов, основанной на мало-мощных МПДУ ($\sim 50\div 100$ Вт) и натуральных экспериментах «Куст». Кроме того, представляется целесообразным проведение на Международной космической станции экспериментов с плазменным нейтрализатором и с автономным малогабаритным МПДУ мощностью ~ 10 кВт, основанным на экспериментах «Старт», работающим в непрерывном и частотном режимах.

5. С учетом результатов натуральных космических экспериментов с МПДУ следует продолжить геофизические исследования по изучению воздействия искусственных и естественных плазменных образований на верхнюю атмосферу, ионосферу и магнитосферу Земли. Особое внимание необходимо уделить взаимодействию перспективных космических аппаратов с искусственными плазменными образованиями, созданными электрореактивными двигателями, разрабатываемыми для осуществления пилотируемых полетов на Марс. С этой целью необходимо создать для испытаний на Международной космической станции более мощный магнитоплазодинамический ускоритель (до 100 кВт) как основы марсианской электрореактивной двигательной установки.

В заключение статьи с особой признательностью следует отметить, что в проведении и организации натурных экспериментов «Куст» и «Старт» на различных стадиях принимали активное участие сотрудники ИПГ и ИЭМ А.И. Каширин, А.И. Лившиц, А.А. Похунков, Ю.А. Романовский, В.Г. Хрюкин, Ю.К. Часовитин и В.Г. Чкалов. Начиная с эксперимента «Куст-2», они в различных регионах Земли устанавливали МПДУ и все оборудование на головные части ракет, осуществляли предстартовую подготовку и проверку их, расшифровку показаний стандартной аппаратуры, являлись соавторами отдельных публикаций.

Искренне благодарю И.Д. Церенина, лауреата Государственной премии СССР, за весьма полезные консультации, касающиеся процессов, происходящих на Солнце и космической погоды.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Поповкин В.А. Нам предстоит определиться с целесообразностью пилотируемых миссий // М. Известия, 9 января 2012; <http://www.izvestia.ru/news/511258>.
- [2] Кубарев Ю.В. «Фобос-Грунт» погубила плазма. Интервью Интерфаксу-АВН, 13.01.2012 г. и публикация на сайте, <http://www.kubmntk.hop.ru/news.html>.
- [3] Веденеева Н. «Фобос» убила плазма. Еще одна версия падения межпланетной станции // Московский комсомолец, 17.01. 2012 г.
- [4] Изюмская А. «Космическое невезение: случайность или закономерность». Телеканал «Дождь». OPTIMISTIC CHANNEL. LIVE. Круглый стол (участники – Ивашов Л.Г., Караш Ю., Кубарев Ю.В., Маринин И.А.) 25.01.12.
- [5] Ячменникова Н. Спало Солнце? Расследование причин провала миссии «Фобос-Грунт» закончено // Российская газета. – № 17 (5690). – 27.01.2012 г. <http://www.rg.ru/2012/01/26/uchenie-site.html>.
- [6] Зубцова Е. Станция «Фобос-Грунт» попала в радиационную «ловушку» над Южной Атлантикой. ИТАР-ТАСС, rusmarket@itar-tass.com, RSS, 01.02.2012 г.
- [7] Ильин А. «Фобос-Грунт»: несбывшиеся надежды // Новости космонавтики. – 2012. – № 1 (348). – С. 28–43.
- [8] Основные положения Заключения Межведомственной комиссии по анализу причин нештатной ситуации, возникшей в процессе проведения летных испытаний космического аппарата «Фобос-Грунт», образованной в соответствии с приказом руководителя Роскосмоса от 9 декабря 2011 г. – № 206, сайт Роскосмоса, 03.02.2012 г.
- [9] Ильин А. Что случилось с «Фобос-Грунтом»? Выводы Госкомиссии // Новости космонавтики. – 2012. – № 3 (350). – С. 40–41.
- [10] Кубарев Ю.В. Закономерность возникновения электростатической неустойчивости плазмы, движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях. Открытие № 14, приоритет 02.10.62 и 04.12.63 г., Бюллетень ВАК РФ, М., 1995 г., № 6, с. 43. Научные открытия (Сборник кратких описаний за 1992–1995 г.). – М.: Академия естественных наук, Международная ассоциация авторов научных открытий. – 1996. – С. 37–39.
- [11] Кубарев Ю.В. Источник заряженных частиц. Ч. 2. // Научно-технический отчет МФТИ-НИИТП № 1844, 05.01.60 г. – 25 с.
- [12] Кубарев Ю.В. Источник газоразрядной плазмы. Авт. свид. СССР № 166974, приор. 04.02.63, Авт. свид. № 196183 от 29.10.63 г.
- [13] Кубарев Ю.В. О взаимосвязи критической величины напряженности магнитного поля и давления в положительном столбе разряда // Труды Московского института радиотехники, электроники и автоматики. – Т. 43, Физика. – 1969. – С. 79–85.
- [14] Kubarev Y.V. Investigation in the Course of the Appearance of Connections Between Critical Values of Magnetic Field Density and Pressure in Nonizothermal Plasma // IX International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Bucharest, Romania, Contributed Papers, 1969. – p. 202.
- [15] Kubarev Yu. V. Plasma Instability and Asimuthal Current // XI International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Contributed Papers, Prague, 1973. – p. 316.

- [16] Кубарев Ю.В., Романовский Ю.А., Часовитин Ю.К. и др. Предварительные научные результаты исследования работы МПД-ускорителя в верхних слоях атмосферы // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 209–211.
- [17] Кубарев Ю.В., Котельников В.А., Часовитин Ю.К. и др. Измерения концентраций заряженных частиц в эксперименте «Куст» // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 388–391.
- [18] Кубарев Ю.В., Часовитин Ю.К. Основные результаты исследования МПД-ускорителя в верхних слоях атмосферы // Материалы V Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1982. – С. 146–148.
- [19] Иванова С.Е., Кубарев Ю.В., Часовитин Ю.К., Хрюкин В.Г., Чкалов В.Г. Исследование возможности использования активных методов для изучения свойств верхней атмосферы и ионосферы Земли // Заключительный отчет ИЭМ по теме 3.028.2 № 80-1А, 1980. – С. 83.
- [20] Kubarev Yu.V., Pohunkov A.A., Tchasovitin Yu.K. et al. Mass-Spectrometry Probe Measurements of Characteristic of the Magnetoplasmodynamic Coupling Operating in the Upper Atmosphere // 26 International Conference on Phenomena on Ionized Gases, Dusseldorf, 1982, V. 3, p. 440–441.
- [21] Кубарев Ю.В. Полеты на Марс. Электрореактивные двигатели настоящего и будущего // Наука и технологии в промышленности. – 2006. – № 2. – С. 12–35.
- [22] Кубарев Ю.В., Коршаковский С.И., Черник В.Н. Магнитоплазодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Ч. 2. Применение МПДУ для разработки систем плазменной нейтрализации электростатических зарядов космических аппаратов // Наука и технологии в промышленности. – 2009. – № 1. – С. 12–26.
- [23] Kubarev Y.V. Klinishkov A.S. Floridov A.A. In: International Conference Problem of Spacecraft-Environments Introduction. Novosibirsk, Russia, 1992, Abstract of Papers, p. 113–114.
- [24] Пилотируемые полеты в космос. – № 1(6)/2013. – С. 66–87; № 3(8)/2013. – С. 61–83.
- [25] Кубарев Ю.В., Романовский Ю.А., Росинский С.Е. и др. Импульсный режим работы МПД-ускорителя // Приборы и техника эксперимента. – М., 1991. – № 1. – С. 174.
- [26] Kubarev Y.V. On Certain Stabilization of Low Frequency Oscillations in Plasma // XX International Conference on Phenomena in Ionized Gases. Contributed Papers, Italy, Piza, 1991, V. 3. – p. 591.
- [27] Кубарев Ю.В. О некоторых особенностях истечения плазмы в пространство с пониженным давлением // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 211.
- [28] Кубарев Ю.В., Котельников В.А. Низкочастотные резонансные электрические колебания в потоке неизотермической плазмы // ЖТФ. – 1968. – Т. 38. – № 11. – С. 69–70.
- [29] Коненко О.Р., Кубарев Ю.В. Концентрация частиц и температура электронов в плазме в зависимости от входных параметров МПД-ускорителя с внешним магнитным полем // Материалы III Всес. конф. по ускорителям плазмы и ионным инжекторам. – Минск, 1976. – С. 47.
- [30] Кубарев Ю.В., Коненко О.Р. К вопросу об оптимизации рабочего процесса в МПД-ускорителе // Материалы IV Всес. конф. по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 209.
- [31] Кубарев Ю.В., Черник В.Н. Магнитоплазодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Ч. 1. Применение магнитоплазодинамического ускорителя для наземных испытаний материалов наружных поверхностей космических аппаратов // Наука и технологии в промышленности. – 2008. – № 4. – С. 7–18.
- [32] Попов В.А. Убийца «Фобоса» – Солнце? // Российский космос. – № 7(91). – 2013. – С. 30–33.
- [33] Губарев В.С. Лев Зеленый о Луне, Марсе, Меркурии и «птичках» «колибри» // Российский космос – № 9(93). – 2013. – С. 26–31.

ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ

HISTORY. EVENTS. PEOPLE

УДК 629.78.007

КОСМИЧЕСКИЕ ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПРОГРАММЫ ОКБ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Л.Д. Смиричевский

Канд. техн. наук, заслуженный испытатель космической техники Л.Д. Смиричевский (ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

Статья посвящена 100-летию со дня рождения гениального конструктора авиационной, ракетной и ракетно-космической техники, академика Владимира Николаевича Челомея. Приводится краткий обзор космических пилотируемых проектов, разработанных под руководством В.Н. Челомея. Особое внимание уделено пилотируемому ракетно-космическому комплексу «Алмаз». В статье представлены материалы по составу и особенностям РКК «Алмаз», а также отработке комплекса и его систем. В статье дается краткий анализ полетов космонавтов на орбитальной станции комплекса «Алмаз».

Ключевые слова: Челомей, эксперимент, испытания, испытатель, космонавт, космический полет, орбитальная станция, «Алмаз».

Manned Space Programs of the V.N. Chelomey Experimental Design Bureau. L.D. Smirichevsky

The paper is devoted to the 100-year anniversary of the birth of Academician Vladimir Nikolayevich Chelomey, a brilliant designer of aviation, rocket and rocket-and-space technology. It gives a brief overview of space-manned projects developed under the leadership of V.N.Chelomey. Special attention is paid to the Almaz manned rocket and space complex. The paper contains information about configuration and specific features of the Almaz RSC as well as about testing of the complex and its systems. The article gives a brief analysis of manned missions on board of the Almaz complex orbital station.

Keywords: Chelomey, experiment, tests, test engineer, cosmonaut, space flight, orbital station, Almaz.

30 июня 2014 года исполнилось бы 100 лет гениальному конструктору авиационной и ракетно-космической техники академику, дважды Герою социалистического труда, лауреату Ленинской и трех Государственных премий, кавалеру пяти орденов Ленина Владимиру Николаевичу Челомею.

Все разработки ОКБ В.Н. Челомея были связаны, в основном, с укреплением обороноспособности нашей страны. Прежде всего, это целый ряд крылатых ракет, которыми оснащен Военно-морской флот, причем ими надводные корабли оснащены примерно до 80 %, а подводный флот – все 100 % – это ракеты ОКБ Челомея. До сих пор на боевом дежурстве находятся самые массовые межконтинентальные баллистические ракеты, обеспечившие ракетно-ядерный щит нашей Родины. Также в ОКБ были разработаны и приняты в эксплуатацию различные космические аппараты и комплексы. А ракета-носитель «Протон» до сих пор является самой мощной ракетой для вывода в космос тяжелых аппаратов и станций [1, 2].



Портрет В.Н. Челомея

Но особое место в этом большом ряду уникальной техники занимает пилотируемый ракетно-космический комплекс «Алмаз».

Хотелось бы вспомнить, с чего начался путь В.Н. Челомея в космос, о предпосылках создания РКК «Алмаз».

К началу апреля 1960 года были подготовлены проекты как ракет-носителей, так и космических аппаратов нескольких модификаций.

Это было семейство разных ракет и космических аппаратов, которые должны были обеспечить как дальние полеты к планетам, так и ближние – для решения околоземных насущных задач. В том числе были проекты по космоплану и ракетопланам.

Работы по теме «Ракетоплан» велись также и в направлении создания пилотируемых летательных аппаратов с управляемым спуском

с орбиты и посадкой на аэродром [1].

Эти работы были доведены до стадии эскизного проекта и стали фундаментом для последующих разработок пилотируемого легкого космического самолета (ЛКС). К сожалению, эти проекты Челомею не дали реализовать.

Челомей понимал, что для вывода орбитальных станций массой 19 *t* на орбиту и других космических объектов нужен был мощный носитель. И он был создан. Сначала это была двухступенчатая РН УР-500, которая вывела научную станцию «Протон» весом 12 *t* в 1965 году, а затем и трехступенчатая УР-500К для вывода на орбиту масс 19 и более тонн.

ЛКС в отличие от «Бурана», который выводился новой ракетой «Энергия», должен был выводиться на орбиту РН «Протон», которая к тому времени уже была отработана. В целом, весь комплекс был дешевле примерно на порядок, да и задачи, решаемые ЛКС, были более понятны заказчику в лице Министерства обороны.



Ракета-носитель УР-500К

Американцы начали осуществлять свою национальную лунную программу «Аполлон» для посадки на Луну. Наша страна решила потягаться с ними в этом направлении. Сначала С.П. Королёв предложил делать облет Луны, используя носитель Р-7 за счет нескольких стыковок на орбите Земли.

В ОКБ Челомея был выполнен проект лунного корабля (ЛК) для облета Луны без стыковок на базе ракеты-носителя УР-500К.



Лунный корабль

А посадку на Луну Королёв планировал осуществить, создав совершенно новый носитель Н-1. Челомей же предложил создать носитель УР-700 на базе уже летавшей РН УР-500К («Протон»). Но утвержден был проект Королёва. Чем вся эта эпопея с лунной гонкой закончилась – всем известно: мы ее проиграли американцам.

В 1964 году генеральным конструктором ОКБ-52 В.Н. Челомеем была поставлена задача – начать проектные работы по созданию орбитальной пилотируемой станции (ОПС) военного назначения, с временем существования 1–2 года, со сменяемым экипажем 2–3 человека, предназначенной для ведения глобального наблюдения из космоса за наиболее важными, малоразмерными и скрытыми объектами на Земле с участием космонавтов-операторов.

Работы по созданию РН для вывода такой станции уже шли полным ходом.

Попытка разработки такого военно-исследовательского корабля «7К-ВИ» была предпринята Куйбышевским филиалом ЦКБЭМ (главный конструктор Д.И. Козлов). Ограниченный вес и объем корабля, выводимого ракетой-носителем на базе Р-7, не мог удовлетворить требованиям МО.

Такие задачи можно было решить только на тяжелой орбитальной станции, выводимой на орбиту ракетой-носителем УР-500К. Эта разработка и была предложена генеральным конструктором В.Н. Челомеем.

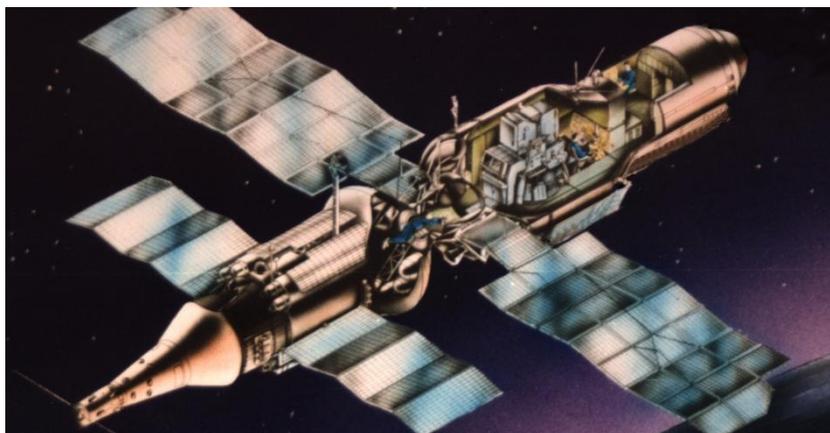
Следует отметить, что такой точки зрения придерживался и С.П. Королёв, предложивший в письме В.Н. Челомею сосредоточить усилия своего ОКБ на разработке военно-космических систем, оставив ОКБ-1 разработку научных околоземных и межпланетных космических аппаратов и станций.

Эскизный проект системы «Алмаз» включал более 100 томов.

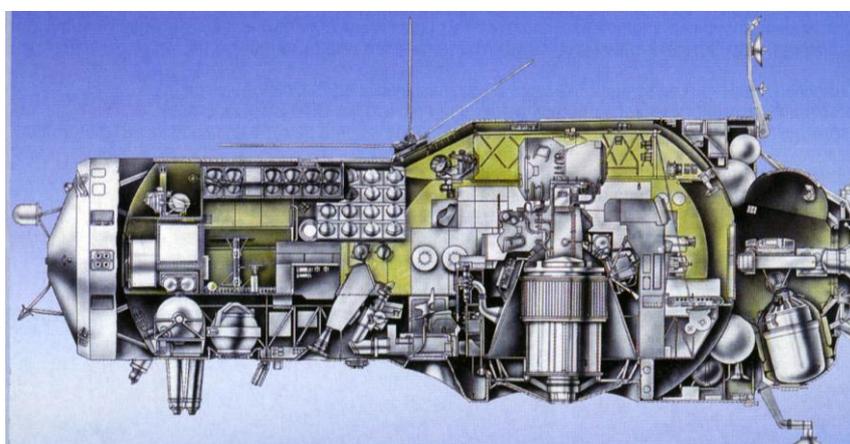
Для приемки эскизного проекта в 1967 году была образована компетентная комиссия из 70 известных ученых и руководителей конструкторских бюро и научно-исследовательских институтов промышленности и Министерства обороны.



Макет РКК «Алмаз»



Комплекс «Алмаз» в полете



Компоновка ОПС

Рабочий отсек ОПС «Алмаз» имел диаметр 4,1 м – максимальный габарит, позволявший обеспечить ее транспортирование по железной дороге от завода-изготовителя на космодром. В эти габариты удалось вписать большой длиннофокусный фотоаппарат «Агат», разработанный Красногорским механическим заводом. Изображение наземных объектов фиксировалось тремя каналами фотопленки, одну из которых можно было обработать на борту станции и передать на Землю по телевизионному каналу.

Основная фотопленка должна была спускаться на Землю в капсуле специнформации. Для этого на станции имелись шлюзовая и пусковая камеры. Шлюзовая камера имела также люк для выхода экипажа в открытый космос. Здесь же имелся стыковочный узел с люком для входа в станцию.

Бортовая система управления станции в целом была разработана нашим предприятием. Ее особенностью было то, что в ее состав входила электромеханическая система стабилизации и электромеханическая система поворота. Это позволило существенно экономить расход топлива при выполнении динамических операций во время съемок.

Кроме фотографической аппаратуры, для наблюдения за наземными объектами имелись оптический визир ОД-5 с возможностью остановки «бега» Земли, панорамно-обзорное устройство (ПОУ), а для космического наблюдения – перископ кругового обзора [1]. Станция должна была оборудоваться радиолокационной системой разведки «Меч-А».

Учитывая, что в период проектирования ОПС «Алмаз», в США велись работы над различного рода инспекторами-перехватчиками спутников, на станции были предусмотрены средства защиты – системы с пушкой и ракетами «Космос-космос».

Бытовой отсек экипажа располагался в передней части гермоотсека диаметром 2,9 м. В нем было удобное купе с двумя спальными местами, столиком для приема пищи, креслом для отдыха, с иллюминаторами для обзора, библиотекой, запасами воды и рационов питания. Физический тренажер с беговой дорожкой находился в задней части гермоотсека.

Для доставки экипажей и грузов на станцию был предусмотрен транспортный корабль снабжения с возвращаемым аппаратом (ВА).

Транспортный корабль снабжения (стартовая масса 19 т) мог доставить на станцию смену экипажа из трех человек, 8 капсул специнформации, расходные материалы, а своей двигательной установкой и солнечными батареями обеспечивать как коррекцию орбиты ОПС, так и увеличенное энергопотребление станции.

Возвращаемый аппарат обладал высоким аэродинамическим качеством, позволяющим ему совершать управляемый спуск с орбиты.

«Изюминкой» являлось наличие люка в теплозащитном днище ВА для перехода эки-



Возвращаемый аппарат

пажа в ФГБ после выхода на орбиту. Именно это позволяло разместить ВА в передней части ФГБ и обеспечить его спасение в аварийной ситуации на старте и при выводе на орбиту. Был изготовлен полномасштабный аналог ОПС, на котором отрабатывалась полетная циклограмма ОПС с участием испытателей из отряда космонавтов ЦКБМ. В одном из корпусов оборудован центр управления полетом станции.

В.Н. Челомей уделял большое внимание отработкам и различным испытаниям систем «Алмаза». Это были статические, вибрационные и на ударную прочность, испытания в вакуумной камере, испытания систем терморегулирования и жизнеобеспечения и многие другие. В частности, проводился большой объем испытаний с участием испытателей.

Еще в 1966 году, когда полным ходом шла проектная работа над пилотируемым космическим комплексом «Алмаз», уже было много вопросов. До этого времени летали «Востоки» и «Восходы», «Меркурии» и «Джемини». Но их полеты длились не более недели. А на нашей орбитальной пилотируемой станции «Алмаз» впервые в мире планировались полеты продолжительностью 60 суток и более. Что будет с атмосферой станции за это время? Не окажется ли губительным для человека постоянное накопление в замкнутом объеме станции микрофлоры?

Достаточен ли будет предусмотренный комплекс физических упражнений? Какой должен быть режим труда и отдыха космонавтов на протяжении всего полета? На эти и многие другие вопросы хотели бы получить ответ разработчики станции, представители Министерства обороны, медики, биологи.

В ЦКБМ по программе «Алмаз» планировалось создать, наряду с другими стендовыми машинами, специальное изделие, на котором бы отработывался целый ряд медико-биологических и технических проблем, в том числе испытания систем жизнеобеспечения. Но такое изделие по планам должно было быть изготовлено не ранее 1971 года, а на некоторые вопросы требовалось получить ответ уже в процессе проектирования станции.

В связи с этим ведущие специалисты Государственного научно-исследовательского испытательного института авиационной и космической медицины предложили провести впервые в мире длительный медико-технический эксперимент продолжительностью 70 суток [3]. Предлагалось использовать одну из сурдокамер института, куда необходимо было вмонтировать фрагменты интерьера «Алмаза».

Впервые в мире питались испытатели космическими рационами, которые в ту пору для длительных полетов были в стадии испытаний. Первые блюда (борщ, щи, супы), а также какао, кофе были в тубах, их можно было подогреть до 60° в специальных подогревателях, которые тоже так долго испытывались впервые.

Микробиологи изучали микробную обсемененность в воздухе, используя специальные «чашки Петри», а также динамику роста микрофлоры на телах испытателей.

Испытывался комплексный тренажер для физических упражнений и штатная система оперативного медицинского контроля.

Исследовались также зрительный, слуховой, вкусовой, тактильный и обонятельный анализаторы. На протяжении всего эксперимента изучались характеристики деятельности операторов по выполнению некоторых типовых операций (от простых, типа простой сенсомоторной реакции, до более сложных, типа решения логических задач, операций наведения, передачи информации и других). Всего в

ходе эксперимента выполнялось регулярно по графику около 30 различных методик и тестов.

Отрабатывалась непрерывная круглосуточная вахта. Своеобразные испытания устраивали психологи (например, имитировалась аварийная ситуация – пожар) с целью изучения реакции испытуемых.

В целом в результате 70-суточного эксперимента было доказано, что экипаж в составе трех человек в станции «Алмаз» может работать и жить в режиме непрерывной вахты.



70-суточный сурдокамерный эксперимент

Впоследствии по программе «Алмаз» в этом же институте на реальном изделии «11Ф71-04» были проведены медико-технические эксперименты, основной задачей которых была отработка систем жизнеобеспечения. В их состав входили штатные система регенерации воздуха и система терморегулирования, скафандры «Сокол» и система АСУ, система медицинского контроля и аптечка, система регенерации воды, пульта управления этими системами. Все они разрабатывались с учетом длительного пребывания космонавтов в космосе и не имели аналогов в мировой космонавтике. На этом изделии помимо работ, выполняемых по системам жизнеобеспечения, испытуемые работали по суточным программам, практически со всеми бортовыми системами, входящими в состав «Алмаза».

У проектантов и конструкторов «Алмаза» также постоянно возникали вопросы. Как будет работать в невесомости тот или иной механизм? Как космонавту перемещаться из отсека в отсек: фиксируя ноги на полу или свободно плавать? Удобно ли будет работать космонавту с тем или иным устройством? Достаточно ли надежная будет фиксация и притяг космонавта при выполнении физических упражнений? И многие другие. Практического опыта по таким вопросам в мировой космонавтике тогда не было, так как летавшие к тому времени космические корабли имели слишком малые свободные объемы. Самый длительный полет в то время (1970 г.) продолжительностью 18 суток в КК «Союз» А.Г. Николаева и

В.И. Севастьянова, показал, насколько чревато для состояния здоровья длительное нахождение в невесомости и гиподинамии в аппарате малого объема.

Чтобы ответить на все эти вопросы, необходимо было провести специальные испытания в моделированной невесомости, в процессе которых на макетах в натуральную величину испытатели выполняли те или иные операции.

Моделирование невесомости проводилось в гидробассейне и при полете самолетов по кривой Кеплера.

В гидробассейне испытания проводились вначале в обычном спортивном плавательном бассейне на территории Центра подготовки космонавтов. Позднее, начиная с 1980 года, подобные испытания проводились в специально построенном для этих целей бассейне диаметром 22 метра и глубиной 12 метров. В испытаниях использовались выполненные в натуральную величину отдельные отсеки орбитальной станции «Алмаз» и транспортного корабля снабжения, в которых испытатели отрабатывали те или иные операции (например, работа в скафандрах или выполнение операций с большими грузами).

Испытания в условиях самолетной невесомости были организованы на базе аэродрома «Чкаловский».

Они проводились сначала на борту летающей лаборатории (ЛЛ) Ту-104, а позже – на ЛЛ Ил-76К. Самолеты эти были специально доработаны для полетов в условиях невесомости.

По программе испытания проводились в два этапа. На 1-м этапе испытания проводились с участием опытных испытателей. По результатам этого этапа выдавались замечания и рекомендации по конструктивному усовершенствованию.

На 2-м этапе испытаний (после устранения замечаний 1-го этапа) принимали участие космонавты. Для них это было, прежде всего, обучением. Одновременно выявлялись дополнительные замечания, которые впоследствии тоже устранялись.

Испытания на летающих лабораториях проводились специалистами НИИ ВВС, ЦКБМ, ЦПК и завода «Звезда». Испытателями, работающими на борту летающей лаборатории, были представители всех этих организаций. Впоследствии на 2-м этапе в испытаниях на невесомость участвовали космонавты-алмазники от ЦПК, а также космонавты-испытатели от ЦКБМ.

Объектами испытаний были макеты, выполненные в натуральную величину возвращаемого аппарата, бытового отсека станции, транспортного корабля снабжения, а также скафандры, система «Раккорд» для проявления фотопленки на борту орбитальной станции, комплексный тренажер для физических упражнений, в т.ч. беговая дорожка, полетные костюмы, инструменты и другие. В условиях самолетной невесомости отрабатывались переходы из ВА в станцию и ТКС и обратно, аварийное покидание станции, одевание скафандров, открытие люка-лаза, замена вкладышей ложементов кресел в ВА и многие другие операции.

Известно, что после выведения на орбиту КК все космонавты чувствуют дискомфорт из-за прилива крови к голове. Кроме того, при длительном наблюдении земной поверхности, когда космонавты видят «бег Земли», у многих появляется симптомокомплекс болезни движения. При этом субъективно они чувствуют укачивание. В настоящее время все космонавты в последнюю ночь перед стартом спят с небольшим наклоном в сторону головы, испытывая незначительный антиортостаз.

В связи с вышеизложенным нами совместно с ИМБП был предложен метод подготовки операторов к выполнению ответственных операций с моделированием оптокинетических воздействий и антиортостаза при перераспределении жидких сред организма в краниальном направлении [4].

Был изготовлен стенд с имитацией рабочего места космонавта в ВА, выполнены в натуральную величину пульты управления, смоделированы оптический визир типа ОСК-2Р и ручка управления РУП-2М. На вычислительной машине были смоделированы массово-инерционные характеристики ВА, характеристики двигателей ориентации ВА и ручки управления. Оператор должен был выполнить ориентацию ВА перед выдачей тормозного импульса. При этом сначала на 1-м этапе все операторы были обучены этой операции в обычном положении ВА. На 2-м этапе выполнялась оптокинетическая стимуляция. Оптокинетический раздражитель подавали с помощью специального барабана, проецирующего на внутреннюю поверхность ВА черно-белые полосы, движущиеся с угловой скоростью 60° в 1 с. На 3-м этапе весь стенд с пультами и креслом космонавта наклонялся головой вниз на -30° . Во время этих исследований у операторов записывались ЭКГ и ЭЭГ, по которым регистрировались частота пульса (ЧП), артериальное давление (АД), вегетативные реакции по Хилову и другие медицинские параметры. Также регистрировались технические параметры: время и точность выполнения ориентации.



Моделирование физиологических эффектов невесомости

Все эти эксперименты, несомненно, сыграли большую роль в выполнении космических программ на орбитальных станциях «Салют-3» и «Салют-5» П.Р. Поповича и Ю.П. Артюхина, Б.В. Волынова и В.М. Жолобова, В.В. Горбатко и Ю.Н. Глазкова, да и многих других программ длительных космических полетов.

25 июня 1974 года ОПС «Алмаз» № 2 вышла на орбиту. Ей дали название «Салют-3».

3 июля 1974 года стартовал первый экипаж на станцию ОПС «Алмаз». П.Р. Попович и Ю.П. Артюхин («Беркуты») на корабле «Союз-14» благополучно состыковались со станцией и перешли в нее. ОПС начала работать в пилотируемом режиме.



П. Попович и Ю. Артюхин на борту станции «Салют-3»

Несмотря на общее со станциями ДОС название «Салют», ОПС «Алмаз» имела свое лицо и сильно отличалась от них техническими решениями внешней и внутренней компоновки, а главное – схемой полета.

Выполняя задачи космической разведки малоразмерных и частично замаскированных целей, станция «Алмаз» совершала полет по более низкой орбите, с ориентацией комплекса спецаппаратуры на Землю в течение большей части суточных витков. Экипажи ОПС «Алмаз» комплектовались исключительно военными летчиками из отряда космонавтов ЦПК. Эти характерные особенности станций «Алмаз» сразу же были отмечены экспертами США.

Началась 15-суточная вахта космонавтов на станции. Это были первые испытания станции в реальных условиях. Помимо отработки основных систем станции, космонавты вели большую работу по съемке заданных МО объектов на фотоаппарат «Агат», а также проводили исследовательскую работу: астрономические наблюдения, выращивание кристаллов, метеонаблюдения, медико-биологические исследования – каждый час был расписан. Подготовили к спуску КСИ.

К удовлетворению создателей станции, серьезных замечаний у космонавтов не было, а Павел Попович назвал станцию «красавицей».

19 июля 1974 года экипаж на корабле «Союз-14» возвратился на Землю. Надо сказать, что, несмотря на довольно короткий срок работы, это было первое «живое» донесение экипажа после многодневного пребывания на станции, после напряженной работы в условиях невесомости. Станция «Салют-3» была первой в стране орбитальной станцией, экипаж которой успешно выполнил программу полета и возвратился на Землю, сохранив после полета отличную физическую форму.

После возвращения экипажа на Землю, в автоматическом режиме была спущена КСИ. Станция «Салют-3» продолжала автономный полет.

26 августа 1974 года стартовал корабль «Союз-15» с космонавтами Г.В. Сарфановым и Л.С. Деминым.

Попытки ручной стыковки результатов не дали, хотя корабль неоднократно сближался со станцией. На корабле остался запас топлива лишь на тормозной импульс для возвращения на Землю.

Через двое суток полета спускаемый аппарат корабля с Г.В. Сарафановым и Л.С. Деминым приземлился. Садись ночью, но поисковики быстро обнаружили и эвакуировали экипаж.

Запуск станции «Алмаз» № 3 («Салют-5») состоялся 22 июня 1976 года. 6 июля 1976 года состоялся старт корабля «Союз-21» с экипажем – Волынов Б.В. и Жолобов В.М., через сутки – стыковка со станцией. На последнем участке «Байкалы» вели стыковку вручную.

Этому экипажу предстояло выполнить большую программу. Поэтому в обязательном порядке предусматривались физические тренировки – не менее двух часов в день на комплексном тренажере с беговой дорожкой. Впервые устанавливался масс-метр, позволяющий производить взвешивание космонавта в невесомости.

Специфика работы этого экипажа заключалась в том, что, помимо управления станцией, проведения научных и технологических экспериментов, телерепортажей, много времени уделялось наблюдению и разведке наземных объектов, и здесь требовалось особое внимание. Так что режим рабочего дня экипажа был намного напряженнее, чем, например, у экипажа «Салют-4», летавшего 64 суток.

После 40-х суток началось ухудшение самочувствия В.М. Жолобова. Принято было решение срочно спускать экипаж и разбираться. 24 августа 1976 года, после 48 суток полета, экипаж возвратился на Землю.

14 октября 1976 года космонавты В.Д. Зудов и В.И. Рождественский («Родоны») стартовали на корабле «Союз-23». Однако запланированная на 15 октября стыковка корабля со станцией не состоялась из-за отказа системы автоматической стыковки.

Экипаж при возвращении на Землю приводнился ночью в озеро Тенгиз. А по-другому и не могло быть, т.к. Рождественский пришел в ЦПК из ВМФ, будучи водолазом, поэтому был назван адмиралом Тенгизским.

Только утром с трудом из-за неблагоприятной погоды удалось спасти экипаж героическими усилиями службы поиска и эвакуации.

7 февраля 1977 года – старт корабля «Союз-24» с В. Горбатко и Ю. Глазковым на борту.

После стыковки со станцией 8 февраля экипаж приступил к работе по наметенной программе. 18 суток пробыли космонавты в полете, все задачи, поставленные перед ними, успешно выполнили. В полете они произвели ремонт БВК, частичную замену атмосферы, подготовили к спуску капсулу специнформации.

25 февраля 1977 года В. Горбатко и Ю. Глазков возвратились на Землю. Вскоре была спущена КСИ.

В том же 1977 году на нашем предприятии состоялась торжественная встреча всех космонавтов, летавших по программе «Алмаз», с руководством ЦПК и ВВС.

Отдельной страницей в истории разработки пилотируемых космических аппаратов НПО машиностроения является создание и испытания транспортного корабля снабжения (ТКС) с возвращаемым аппаратом.

Летные испытания ВА после выполнения обширной программы наземных, самолетных, морских испытаний были начаты в 1976 году. Для этих испытаний использовалась ракета-носитель «Протон», на которую устанавливались два ВА для одновременного вывода на орбиту. Верхний ВА имел АДУ САС, нижний помещался в проставку, состыкованную с третьей ступенью ракеты-носителя.

Первый запуск двух возвращаемых аппаратов был произведен на космодроме «Байконур» 15 декабря 1976 года.



УР-500К с двумя ВА на стартовой позиции



Наследие «Алмаза». МКС

Оба ВА были выведены на орбиту и получили обозначение «Космос-882, 883»; совершив один виток по орбите, они совершили посадку в заданном районе. Всего было таких парных запусков – 4. Два ВА спускались дважды, а один – даже 3 раза. Была доказана возможность многократного использования ВА. Многократность использования ВА обеспечивалась благодаря разработанной в ЦКБМ уникальной технологии восстановления его теплозащитного покрытия. Одновременно велась подготовка к летным испытаниям ТКС в целом.

Всего было запущено три ТКС. Первый в 1977 году. Второй в 1981 году причалил к станции «Салют-6», но механические замки не закрывались из-за несовместимости стыковочных узлов. Эта связка летала без экипажа. Третий ТКС стартовал и состыковался в марте 1983 года со станцией «Салют-7». В ТКС и ВА побывали космонавты А.П. Александров и В.А. Ляхов.

После отчаливания ТКС от станции от него отделился ВА и благополучно спустился на Землю. Таким образом, ТКС впервые выполнил возложенные на него грузовые функции и доказал правильность технических решений, принятых при разработке РКК «Алмаз».

Богатое наследие пилотируемого комплекса «Алмаз» продолжало жить. Известно, что все станции «Салют» и «Мир» вели свое начало от ОПС «Алмаз».

От станции «Алмаз» Международная космическая станция МКС унаследовала главный служебный модуль «Звезда» и модуль «Заря» на базе ФГБ корабля ТКС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ФГБУ «Научно-производственное объединение машиностроения», 60 лет самоотверженного труда во имя мира. – М.: Издательский дом «Оружие и технологии», 2004.
- [2] ОАО «ВПК «НПО машиностроения». Творцы и создатели. Ода коллективу. – М., 2009.
- [3] Л.Д. Смирничевский. Откровенно о сокровенном. – Реутов: ОАО «ВПК «НПО машиностроения», 2011.
- [4] Корнилова Л.Н., Смирничевский Л.Д. и др. Профессиональная работоспособность и функциональное состояние оператора при оптокинетических и антиортостатических воздействиях. – М.: Медицина, 1986.

УДК 629.78

**ПОДГОТОВКА И ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ ПОЛЕТА Ю.А. ГАГАРИНА
(КАК ЭТО БЫЛО)**

В.И. Ярополов

Preparation and Implementation of Gagarin's Spaceflight (As it Was)*V.I. Yaropolov*

До этого никто и никогда не создавал пилотируемых космических аппаратов, никто и никогда их не испытывал и не запускал на орбиту вокруг Земли, никто из людей никогда не летал в космос.

Запуск первого человека в космос был не только чрезвычайно важным, но, во многих отношениях даже для специалистов, работавших над этим проектом, немислимым шагом, шагом в неведомое, со всеми неопределенностями технического, социального, физиологического и психологического характера. Сейчас это трудно понять, но тогда все были озабочены одной проблемой: «Что будет? Вынесет ли человек невесомость? Не пострадает ли его психика?». Ответов на большинство вопросов не знали даже ведущие специалисты по медицине. В процессе отработки корабля «Восток» в беспилотных полетах с собачками на борту, с манекенами, а также в процессе подготовки пилотируемого полета специалисты часто задавали подобные вопросы друг другу, но ответа не знал никто. Значит, надо было искать выход из положения. Отсюда вытекал особый подход к конструированию самого корабля и его систем, к их изготовлению и испытаниям.

Многое было непонятно и загадочно в предстоящем полете.

Выдержит ли космонавт в кабине неимоверный шум работающих рядом двигателей ракеты-носителя? Нужен эксперимент. Его ставят на беспилотном корабле, в кабину которого устанавливают шумомер.

Какие перегрузки будут действовать на человека и сможет ли он выдержать их? Ставится эксперимент с датчиками перегрузок на борту космического аппарата.

Как будет влиять невесомость на живой организм? Тоже нужен эксперимент. Его проводят, неоднократно запуская беспилотные корабли «Восток» с собаками.

Смогут ли космический корабль и его системы обеспечить нормальную жизнедеятельность организма человека на всех этапах полета в космос? Как обеспечить космонавта в невесомости питьем, как транспортировать, отделять от воздуха и собирать в невесомости урину и конденсат паров воды в холодильно-сушильном аппарате? Нужны эксперименты, нужна статистика. И снова полеты по полной программе, но уже на точной копии корабля «Восток», только не с человеком, а с манекеном на борту, с «Иваном Ивановичем», как шутливо называли его испытатели.

«Иван Иванович» пользовался особой популярностью у испытателей, наверное, потому, что в напряженные дни испытаний служил объектом, на котором можно было получить своеобразную психологическую разрядку. Всем было хорошо известно, что на испытательной площадке категорически запрещено курить, и уж, конечно, противоестественным выглядело наличие на ней человека, читающего художественную литературу. Как бы вопреки этим правилам часто можно было видеть «Ивана Ивановича», сидящего в кресле с книжкой на коленях и папиросой в пальцах руки, элегантно расположенной на подлокотнике кресла. Выглядел «Иван Иванович» в той обстановке так естественно, что был случай, когда Сергей Павлович Королёв принял его за обычного испытателя и сделал руководи-

телю работ на космическом аппарате выговор за нарушение установленного порядка, а затем, разобравшись, рассмеялся вместе со всеми.

Для проверки телефонного канала связи с Землей манекен был оснащен магнитофоном, имитировавшим речь космонавта, а во рту у него был установлен громкоговоритель. Таким образом, манекен мог как бы говорить в бортовой шлемофон, поэтому с орбиты можно было слышать голос «космонавта» и воспринимать его как речь живого человека. Возможно, с этим связаны легенды о том, что до Гагарина в космос уже кто-то летал.

Неясным оставался вопрос: какое влияние окажет на человека, его психику пребывание в невесомости? Ведь такому воздействию не подвергался ни один человек на Земле. Неопределенность в оценке возможного поведения человека в космосе потребовала от разработчиков особого подхода к конструированию космического корабля. Предпочтение было отдано автоматическим системам, автоматизации практически всех мыслимых операций. Предусматривалось даже автоматическое закрытие забрала скафандра и автоматическое подтягивание привязанных ремней на кресле космонавта. Уровень автоматизации полетных операций на борту корабля «Восток» был настолько высок, что один из разработчиков так шутливо охарактеризовал отношение к нему: «Если бы мне дали квартиру в Москве, я бы запросто согласился лететь в космос. А что? Сел бы в корабль, по минутной готовности потерял сознание и очнулся в кремлевской больнице».

Тем не менее, системы ручного управления предусматривались, и космонавт при необходимости мог бы ими воспользоваться. Однако сделать это было не так просто. Поскольку никто не мог спрогнозировать поведение человека и в качестве альтернативы рассматривалась возможность расстройства его психики, то система ручного управления кораблем блокировалась и разблокировать ее можно было либо по командной радиолинии, либо сообщив космонавту по системе связи с Землей код, набрав который он мог включить систему ручного управления. При использовании ручного управления космонавт получал прогноз места посадки, мог воспользоваться оптическим визиром для ориентации корабля перед выдачей тормозного импульса. Наконец, в крайнем случае, для ориентации корабля можно было применить, используя Солнце, так называемую «палочку Раушенбаха», установленную на одном из иллюминаторов. Такое название этот датчик получил по имени его автора – академика Бориса Викторовича Раушенбаха.

Для гарантированного возвращения космонавта на Землю в случае отказа систем, обеспечивающих сход космического аппарата с орбиты, баллистическая траектория космического корабля выбиралась таким образом, чтобы корабль находился в космосе не более 10 суток. Это достигалось тем, что при апогее, равном 327 км, перигей равнялся всего лишь 181 км. Тепловая защита корабля была сконструирована с учетом возможности его разогрева от трения об атмосферу Земли при самопроизвольном спуске. С этой целью поверх основной теплозащиты корабля, предназначенной для безопасного прохождения атмосферы Земли при спуске корабля с орбиты, когда температура может достигать 2–2,5 тысячи градусов, была установлена многослойная теплозащита в виде шестиугольных матов, напоминающих структуру пчелиных сот (рис. 1). Эта теплозащита защищала корабль от разогрева при прохождении им перигея, а затем излучала это тепло в космическое пространство на внеатмосферной части траектории его движения по орбите.

Для спасения космонавта в случае аварии на старте предусматривалась возможность его катапультирования со скоростью 48 м/с в кресле, снабженном поро-

ховой двигательной установкой, позволяющей поднять космонавта в кресле до высоты, с которой он мог бы спуститься на парашюте. С целью предотвращения попадания космонавта при спуске на парашюте в газоотводный канал для двигателей ракеты-носителя на старте этот канал с боков был обтянут специальной сеткой, а для того, чтобы космонавт не сгорел, была сделана система орошения сетки водой.

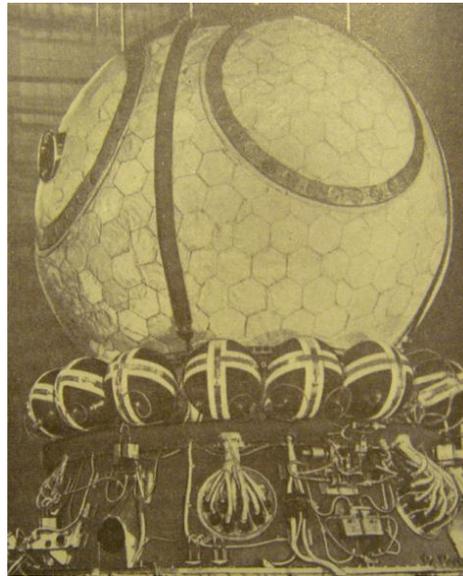


Рис. 1. Дополнительная теплозащита корабля «Восток» в виде матов сотовой конструкции

В случае аварии на старте или на начальном участке полета (до 40-й секунды) необходимость выдачи команды на катапультирование космонавта определялась стреляющим, который, находясь у перископа бункера, имел возможность наблюдать все, что происходит в это время на стартовой позиции и ракете-носителе. При выявлении аварии он докладывал об этом С.П. Королёву, который принимал решение на катапультирование и выдавал команду по телефону двум операторам, находящимся на измерительном пункте, расположенном недалеко от стартовой позиции. Они, получив команду от Королёва, должны были одновременно (с разницей не более 1 секунды) нажать каждый свою кнопку на пульте радиостанции, которая выдавала в этом случае на борт корабля «Восток» команду на катапультирование.

По достижении на активном участке вывода корабля на орбиту высоты, с которой мог использоваться штатный парашют космического аппарата, спасение космонавта обеспечивалось по схеме нормальной посадки при спуске с орбиты. На завершающем этапе работы двигательной установки ракеты-носителя, между предварительной и главной командами на выключение двигателя, когда в случае аварии возможен вывод на удлиненную траекторию посадки, штатное разделение корабля на отсеки не предусматривалось, а подключалась система отделения корабля от термодатчиков, срабатывающих при трении корабля об атмосферу Земли. Этим исключалась возможность длительного пребывания космонавта в спускаемом аппарате с его ограниченными ресурсами по энергетике.

Для защиты космонавта на случай разгерметизации спускаемого аппарата предусматривалось использование скафандра, обеспечивающего при необходимости пребывание космонавта в разгерметизированной кабине корабля в течение 4 ч: в случае разгерметизации кабины автоматически закрывалось прозрачное «забрало» – иллюминатор шлема – и включалась подача воздуха и кислорода из баллонов корабля.

С целью исключения недопустимых перегрузок при спуске корабля с орбиты в случае невыдачи команды на ее отключение гиросинхронизатором предусматривалось отключение тормозной двигательной установки от программно-временного устройства.

Поскольку нужно было обеспечивать спасение космонавта в случае возникновения аварийной ситуации на стартовой позиции и на начальном участке выведения корабля на орбиту, где скорость его движения не обеспечивает достижения высоты, с которой возможно использование для приземления спускаемого аппарата, а также в связи с тем, что скорость приземления спускаемого аппарата была велика, а в его парашютной системе отсутствовал запасной парашют, что не обеспечивало гарантированного безопасного спуска космонавта на Землю, посадка космонавта предусматривалась отдельно от спускаемого аппарата путем его катапультирования. На этапе спуска с орбиты на Землю катапультирование осуществлялось со скоростью 20 м/с (такая скорость обеспечивалась на выходе из люка за 0,1–0,2 с) вместе с креслом через 2 с после отделения на высоте около 7 км крышки входного люка и одновременного автоматического закрытия остекления шлема скафандра, подтягивания плечевых ремней, включения кислородного прибора и введения тормозного парашюта площадью 2 м² (использование скафандра обеспечивало защиту космонавта при катапультировании из гермокабины на высотах до 10 000 м). Через 3 с от кресла отделялся тормозной парашют (кресло далее свободно падало) и космонавт вместе со спинкой, запасным парашютом (запасной парашют площадью 56 м² размещался на специальной отделяемой спинке кресла и предназначался на случай отказа основного парашюта) и НАЗом. Спустя 10 с после сброса кресла от космонавта отделялся НАЗ (он повисал на фале длиной 15 м). На высоте 4 км и при скорости 70 м/с вводился основной парашют площадью 83,5 м². Учитывая неопределенность состояния человека, впервые возвращающегося из космического пространства на Землю, для повышения безопасности при посадке Гагарина был реализован автоматический ввод запасного парашюта после раскрытия основного (посадка на двух парашютах) на случай неспособности космонавта воспользоваться запасным парашютом при отказе основного. Приземление происходило со скоростью 6 м/с.

На случай потопления спускаемого аппарата место его нахождения можно было определить по специальному бую, прикрепленному к аппарату на длинном фале и выполненному в виде надувной «груши» с расположенными внутри ее передатчиком и антенной. Эта «груша» всегда занимала определенное положение, поскольку была сделана по типу «ваньки-встаньки», чем обеспечивалась наибольшая эффективность излучения радиосигнала для поиска спускаемого аппарата.

Для обеспечения выживания космонавта после посадки на Землю скафандр представлял собой герметический костюм и включал теплозащитный слой, обеспечивающий сохранение тепла. Пребывание в ледяной воде, даже в течение 12 часов, не вызывало неприятных ощущений, связанных с переохлаждением. Кроме того, он обладал так называемой положительной плавучестью – на случай, если вместо приземления произойдет приводнение.

В состав аварийно-спасательных средств скафандра были включены: спасательный (плавательный) ворот, малогабаритная радиостанция, сигнальный пистолет и нож. Ворот крепился к верхней одежде и в нерабочем положении укладывался на спине и закрывался клапаном, изготовленным из той же ткани, что и верхняя одежда. В момент приводнения ворот автоматически наполнялся углекислым газом из баллона. Предусматривалось также ручное включение баллона и наполнение ворота воздухом самим космонавтом.

С целью облегчения поиска и обнаружения космонавта после посадки на Землю скафандр Гагарина имел оранжевый цвет верхней оболочки, поскольку на Земле это наиболее заметный цвет.

Для обеспечения безопасности первого полета человека в космическое пространство в качестве базового был принят подход обеспечения не простого дублирования, а функционального резервирования систем и агрегатов корабля принципиально разными способами реализации полетных операций. Применение только «простого», чисто количественного, дублирования допускалось как исключение. Такой подход позволял обеспечивать более высокую вероятность выполнения полетных операций в случае выбора проектантами ошибочных решений.

Особые подходы требовались и при проведении испытаний корабля «Восток».

«Ни одного отказа! Ни одного замечания за все время испытаний! – так требовал Сергей Павлович Королёв. – Проведите цикл испытаний так, чтобы мы на Государственной комиссии могли доложить лишь два слова: «Замечаний нет!»».

Для того чтобы исключить всякие случайности при проведении испытаний и пропуск каких-либо отказов или замечаний по работе систем, Королёвым категорически были запрещены работы в ночное время. Исключение составляли лишь те операции, которые по условиям технологического процесса не могли быть прерваны.

При подготовке корабля «Восток» в пилотируемом варианте было также запрещено внесение каких бы то ни было изменений в технологию и методику проведения испытаний. «Не надо никаких рационализаторских предложений! – говорил Королёв и не давал скидок ни на какие объяснения допустимости отступлений. – Повторите испытания по установленной технологии и убедитесь, что все работает нормально!». Такой подход позволял быть уверенным в соответствии функционирования пилотируемого космического аппарата ранее созданному и уже проверенному на беспилотных космических аппаратах эталону.

Необходимым условием обеспечения высокого качества испытаний Королёв считал неизменность состава испытательной бригады, в связи с чем замена людей в ее составе без его разрешения не допускалась в течение всего периода испытаний серии кораблей «Восток», включая и отработочные пуски.

Большое внимание уделялось Королёвым достоверности информации об испытаниях. В связи с этим он с огромным уважением относился к военным. Когда он прилетал на космодром и собирал совещание, чтобы войти в курс дел, если кто-то из его людей порывался доложить о состоянии работ, Королёв резко предлагал сесть и говорил: «Пусть доложат военные, я хочу знать правду!».

Небрежность при проведении испытаний считалась преступлением. Специалист, допустивший ее, немедленно отстранялся от работы без права последующего участия в испытаниях. Дисциплина и порядок господствовали на рабочих местах.

В основу испытаний был положен учет мнений всех специалистов, которые прямо или косвенно могли пролить свет на возникающие в процессе работ отклонения. Такой подход был очень важен, поскольку практика показывала, что еди-

ноличное принятие решения, без учета всех нюансов возникшей ситуации, всех возможных вариантов ее развития неоднократно приводило к самым трагическим последствиям.

Другое важное условие успешности испытаний – это честность их участников, благодаря которой исключалась возможность принятия ложных гипотез и борьбы с несуществующими причинами опасности. Был случай, когда в процессе испытаний на борту космического аппарата (речь идет не о кораблях «Восток») возник небольшой пожар. Очень долго испытательная команда не могла найти объяснимой причины происшедшего. Наконец один из операторов сообщил, что он допустил ошибку в процессе работы, и высказал предположение о возможной причастности ее к произошедшему событию. Анализ подтвердил, что именно эта ошибка привела к возникновению пожара. И хотя понесенный ущерб от пожара был достаточно значителен, Королев, тем не менее, наградил этого оператора ценным подарком (именными часами) за проявленную честность.

Именно в этот период во всех паспортах и формулярах приборов и агрегатов корабля «Восток» появилась историческая запись: «Годен для ЗКА». Такая запись означала, что все комплектующие, входящие в состав изделия, и само изделие прошли специальный отбор и комплекс проверок и испытаний, которые гарантируют высший уровень качества и надежности космической техники.

В то время космические аппараты практически никаких испытаний на предприятии-разработчике не проходили. Это существенно ускоряло процесс их создания. После прибытия космического аппарата на космодром работы начинались с прозвонки кабелей, которых на кораблях серии «Восток» было, как тогда казалось испытателям, необыкновенно большое количество. Чтобы их прозвонить, надо было каждый раз производить подстыковку и расстыковку кабелей. От этого у испытателей были мозоли на руках.

Для проведения испытаний необходимо было охлаждать космический аппарат. Для этого из Москвы на космодром самолетом постоянно доставлялся сухой лед.

Чтобы обеспечить успех полета корабля с человеком на борту, была проведена серия запусков корабля в беспилотном варианте.

15 мая 1960 года был осуществлен запуск простейшего варианта корабля (изделие 1КП): он не имел системы жизнеобеспечения, системы приземления и теплозащиты (предполагалось его сгорание в атмосфере Земли при спуске с орбиты), внутри был груз, имитирующий присутствие человека. В процессе полета из-за неисправности инфракрасной вертикали корабль вместо тормозного получил разгонный импульс, перешел на более высокую орбиту высотой от 307 до 690 км, где, как и положено, штатно разделился на приборный отсек и спускаемый аппарат. В результате приборный отсек просуществовал на орбите 843 суток, а спускаемый аппарат – 1979 суток. Разработчики корабля ужаснулись, когда представили, что в такой ситуации может оказаться космонавт. По результатам этого полета в систему автоматической ориентации корабля был введен датчик одноосной солнечной ориентации, что давало возможность над Африкой сориентировать корабль по Солнцу «на торможение». Это решение вносило некоторые ограничения по времени старта, так как надо было учесть, чтобы в момент включения системы ориентации Солнце находилось в нужном секторе небосвода, а также увеличивало район возможного приземления.

Этому запуску предшествовали события, которые существенно осложнили работу с изделием 1КП. Дело в том, что 16 апреля делалась попытка запуска вто-

рого космического аппарата Е-3 для фотографирования обратной стороны Луны. Однако запуск оказался аварийным. Ракета-носитель в процессе старта и последующего «бреющего» полета над рядом расположенным измерительным пунктом, жилой и административно-хозяйственной территорией теряла свои боковые блоки с их последующим взрывом и возникновением пожара, а центральный блок ракеты-носителя вместе с одним из ее боковых блоков долетел до монтажно-испытательного корпуса, где через 2 недели должны были начаться испытания изделия 1КП, и взорвался в непосредственной близости от него. Когда участники запуска вышли из бункера стартового комплекса, наблюдаемая ими картина (надо сказать, что запуск производился в ночное время) вызывала ужас. «Господи, что мы натворили!» – слышались возгласы. Горел старт, горел измерительный пункт, горела техническая позиция, где проходили испытания космические аппараты и ракеты-носители. При этом в монтажно-испытательном корпусе и в служебном здании рядом с ним были выбиты практически все стекла и многие двери, обрушилась штукатурка, в стене служебного здания появилась трещина. Смотреть на все это было не очень приятно. И хотя восстановительные работы начались сразу после этой аварии, окончательно привести в порядок зал монтажно-испытательного корпуса, где должно было размещаться изделие 1КП, не успели. Чтобы создать наиболее приемлемые условия для испытаний простейшего варианта корабля «Восток», место, где они должны были проводиться, завесили парашютным шелком.

28 июля 1960 года был произведен очередной запуск корабля «Восток» в варианте с собачками на борту (изделие 1К). Его спускаемый аппарат был оснащен системой посадки и покрыт теплозащитой. В катапультируемом контейнере, расположенном вместо кресла космонавта, размещались собачки Лисичка и Чайка. Однако на начальном участке выведения, на 38-й секунде полета из-за высокочастотных колебаний произошел взрыв камеры сгорания двигательной установки бокового блока ракеты-носителя, в результате чего собачки погибли. Гибель Лисички и Чайки стимулировала разработку системы аварийного спасения.

19 августа того же года был осуществлен запуск изделия 1К с собачками Белкой и Стрелкой на борту. В герметичном контейнере на катапультирующей установке, кроме собачек Белки и Стрелки, находились 12 белых и черных мышей, а вне его были еще 28 мышей и 2 белые крысы, семена разных сортов кукурузы, пшеницы, гороха. Предусматривалось изучение особенностей жизнедеятельности животных в условиях космического полета и действия космической радиации, а также проверка работоспособности системы регенерации отходов, питания, водоснабжения и ассенизации. Одна из собак вела себя в полете крайне беспокойно, билась, лаяла, у нее была рвота. На этот раз возвращение на Землю прошло благополучно, хотя и на резервной системе солнечной ориентации, так как снова отказала инфракрасная вертикаль.

Примерно через два месяца после этого запуска, 24 октября 1960 года, произошло событие, которое оставило глубокий след в душах испытателей и заставило задуматься над вопросом рискованности задуманного полета человека в космос. В этот день в соседнем управлении полигона при подготовке к первому запуску боевой межконтинентальной баллистической ракеты 8К64 (Р-16) произошел ее взрыв, унесший жизни 74 человек. Это событие потрясло всех многочисленностью жертв, осознанием огромной опасности, которой подвергается весь состав боевого расчета во время работы на стартовой позиции.

Третий запуск изделия 1К с собачками Пчелкой и Мушкой и другими подопытными животными состоялся 1 декабря 1960 года. Во время полета произошел отказ системы стабилизации корабля во время работы тормозной двигательной установки, приведший к выдаче недостаточного тормозного импульса. Траектория спуска корабля в этом случае была такова, что он вполне мог приземлиться на территории иностранного государства. Чтобы государственные тайны не стали достоянием зарубежных специалистов, на корабле была установлена система аварийного подрыва объекта, которая и сработала. В результате собачки погибли.

Последний запуск изделия 1К с собачками Жулькой и Альфой, мышами, крысами и другой живностью был осуществлен 22 декабря 1960 года. Но он также оказался неудачным: отказала ракета-носитель на 432-й секунде полета, в начале работы третьей ступени (произошло разрушение газогенератора этой ступени с аварийным выключением двигательной установки ракеты-носителя). Спускаемый аппарат приземлился в Красноярском крае, собачки были спасены благодаря тому, что не сработала система катапультирования и собачки остались в спускаемом аппарате, иначе в 40-градусный мороз они бы замерзли. В процессе выполнения полета не прошло отделение от спускаемого аппарата кабель-мачты, связывающей его с приборным отсеком корабля (в результате, хотя разделение спускаемого аппарата и приборного отсека прошло, они оказались связанными между собой кабель-мачтой, которая отгорела при входе в плотные слои атмосферы).

Еще два запуска корабля «Восток» в вариантах с манекенами и собачками (изделие 3К) состоялись 9 и 25 марта 1961 года.

9 марта 1961 года был осуществлен запуск корабля 3К с манекеном и собачкой Чернушка. Полет прошел успешно, хотя в процессе его выполнения снова не прошло отделение от спускаемого аппарата кабель-мачты, которая так же, как и в предыдущем полете, отгорела при входе в плотные слои атмосферы. Причиной неотделения кабель-мачты была прокладка цепей запитки пиропатронов отделения гермоплаты кабель-мачты через пиножи разрезания высокочастотных кабелей, проходящих от антенн спускаемого аппарата к приборному отсеку по стягивающим их лентам. В результате цепи пиропатронов отделения гермоплаты перерубались раньше, чем происходило исполнение команды на подрыв пиропатронов, хотя команда на все пиропатроны выдавалась одновременно. Отклонение точки приземления по дальности составило 412 км (спускаемый аппарат совершил посадку в 260 километрах от города Куйбышева).

25 марта 1961 года состоялся запуск корабля 3К с манекеном и собачкой Звездочка. Полет также прошел успешно. В действительности в космос должна была лететь собака по кличке Удача, но за день до старта Юрий Алексеевич Гагарин сказал: «Мы люди не суеверные, но удача нам и самим не помешает». В этом полете повторилось то же самое замечание с отделением кабель-мачты, которое было в предыдущем полете. Отклонение точки приземления по дальности составило 660 км (спускаемый аппарат совершил посадку в районе Воткинска).

Опыт полетов с собаками на борту корабля «Восток» показал, что наблюдались некоторые сдвиги в физиологическом состоянии собак после четвертого витка полета. Это заставило планировать первый предстоящий полет человека в космическое пространство продолжительностью не более одного витка с использованием максимальной автоматизации режимов управления.

3 апреля 1961 года Президиум ЦК КПСС принял решение, разрешившее полет человека в космос. В этот же день С.П. Королёв с группой специалистов вы-

летел на полигон. На космическом аппарате в это время проводились заключительные операции для стыковки с ракетой-носителем.

5 апреля тремя самолетами на полигон прибыла вся первая группа космонавтов в сопровождении врачей, кинооператоров, репортеров. В целях безопасности космонавты были размещены в разных самолетах. На первом самолете летели: генерал Н.П. Каманин, Ю.А. Гагарин, Г.Г. Нелюбов, П.Р. Попович, Е.А. Карпов, В.И. Яздовский. На втором: генерал Л.И. Горегляд, Г.С. Титов, А.Г. Николаев, В.Ф. Быковский, тренер по парашютному спорту Н.К. Никитин и академик Академии медицинских наук В.В. Парин. На третьем – врачи, кинооператоры, репортеры.

6 апреля на полигон прилетел председатель Государственного комитета по оборонной технике и председатель Государственной комиссии Константин Николаевич Руднев. Вечером этого дня в одной из лабораторий монтажно-испытательного корпуса Ю.А. Гагарин и Г.С. Титов примерили свои индивидуальные скафандры.

7 апреля в монтажно-испытательном корпусе Ю.А. Гагарин, Г.С. Титов и Г.Г. Нелюбов провели сначала тренировку по выполнению операции ручной ориентации корабля, включению тормозной двигательной установки (на корабле имелась приборная доска с глобусом, при помощи которого космонавт мог определить точки земной поверхности, над которой находится в данный момент корабль и куда он совершит посадку, если включит в данный момент тормозную двигательную установку) и контролю программы спуска, а затем – по отработке докладов на Землю по системе связи.

8 апреля Ю.А. Гагарин и Г.С. Титов в сопровождении С.П. Королёва и ведущего конструктора корабля «Восток» О.Г. Ивановского прибыли в монтажно-испытательный корпус для проведения тренировочных занятий по обживанию спускаемого аппарата корабля. Космонавты по очереди, находясь в спускаемом аппарате, следили за включением систем, которое осуществлялось с наземного центрального пульта управления, и выполняли различные действия по управлению кораблем. В этот же день состоялось заседание Государственной комиссии, где было принято решение о запуске космического аппарата с человеком на борту.

9 апреля на стартовой площадке и в монтажно-испытательном корпусе шла напряженная работа по подготовке к пуску стартового комплекса, ракеты-носителя и корабля. Поздно вечером закончились заключительные операции по подготовке корабля к стыковке с ракетой-носителем.

10 апреля утром, накануне вывоза ракеты-носителя с кораблем на стартовую позицию, на испытательной площадке монтажно-испытательного корпуса, где находился подготовленный для стыковки с ракетой-носителем корабль, была обнаружена груда разъемов и проводов массой около 6–8 кг. Это событие вызвало некоторый переполох. Оказалось, что ведущий конструктор корабля «Восток» О.Г. Ивановский ночью самостоятельно принял решение уменьшить массу спускаемого аппарата путем удаления части не задействованных на пилотируемом варианте корабля электрических жгутов с разъемами. Необходимо заметить, что все это произошло на корабле, прошедшем полный цикл электрических испытаний и подготовленном для стыковки с ракетой-носителем. Дело в том, что проведенная накануне операция взвешивания корабля показала небольшое превышение веса над его расчетным значением, допустимым исходя из энерговооруженности ракеты-носителя. На борту корабля имелось некоторое количество электрических жгутов, которые в беспилотном, манекенном варианте обеспечивали функциони-

рование системы аварийного подрыва объекта. О.Г. Ивановский подготовил техническое указание об обрезке кабелей с тяжелыми штепсельными разъемами. Обрезали кабели по принципу разной длины каждой отдельной отрезаемой жилы. Эта операция вошла в историю пилотируемых полетов под названием «стрижка Ивановского». «Стрижка» вызвала много волнений и «горячих» разговоров между руководством. С.П. Королёв несколько раз выговаривал: «Отправлю в Москву по шпалам!». В конце концов, все обошлось, но пришлось каждую жилу в отдельности изолировать, провести дополнительные электрические испытания при заправленной тормозной двигательной установке и установленных пиропатронах, что было очень опасно.

Вечером состоялось повторное (торжественное) заседание Государственной комиссии (для прессы), на котором было принято решение о запуске космического аппарата с человеком на борту 12 апреля 1961 года (рис. 2). Первым летчиком-космонавтом был утвержден Ю.А. Гагарин, дублером – Г.С. Титов. Одновременно проводилась стыковка корабля с ракетой-носителем, шли заключительные операции, устанавливался головной обтекатель.



Рис. 2. Заседание Государственной комиссии по вопросу запуска космического аппарата с человеком на борту

11 апреля под утро были проведены предстартовые горизонтальные испытания. В 5 часов 40 минут¹ начался вывоз ракеты-носителя с кораблем «Восток» на стартовую позицию. После их установки в стартовую систему расчеты стартовой команды приступили к выполнению операций в соответствии с графиком работ первого дня.

¹ Здесь и далее указывается местное время.

В это время председатель Государственной комиссии К.Н. Руднев и С.П. Королёв поднялись на верхний мостик фермы обслуживания к спускаемому аппарату, где С.П. Королёв дал К.Н. Рудневу пояснения по устройству корабля «Восток», затем подвел его к отверстию в ферме и объяснил, зачем сделали это отверстие в ферме обслуживания. Дело в том, что в случае возникновения аварийной ситуации космонавт мог быть катапультирован через отверстие в головном обтекателе и ферме обслуживания.

В 13 часов состоялась встреча космонавтов со стартовой командой на нулевой отметке стартовой позиции. Впоследствии такие встречи стали традиционными. Космонавтов, членов Государственной комиссии встретили бурной овацией. Ю.А. Гагарину, Г.С. Титову и Г.Г. Нелюбову были вручены желтые и красные степные тюльпаны. Ю.А. Гагарин заверил, что приложит все силы и знания для выполнения исторического полета. После этого Ю.А. Гагарин с С.П. Королёвым в сопровождении ведущего конструктора корабля «Восток» О.Г. Ивановского направились к лифту и поднялись к спускаемому аппарату. Ю.А. Гагарин внимательно осмотрел кабину корабля, на котором ему предстояло совершить полет, после чего все они спустились на нулевую отметку стартовой позиции.

В этот день никто из испытателей домой не уезжал, так как работы на стартовой позиции по подготовке к пуску по графику второго дня должны были начаться рано утром 12 апреля. В четвертом часу утра по местному времени на стартовую позицию прибыл весь боевой расчет. В это же время сюда прибыл и С.П. Королёв. Перед строем он напомнил об особой ответственности каждого номера расчета за четкое выполнение стартового графика подготовки ракеты-носителя и корабля: «Честность прежде всего. Допустил ошибку – тут же доложи по команде. Наказания не будет. Без честности не может быть испытателя, не будет успеха». По громкой связи раздается команда: «Всем службам полигона объявляется семичасовая готовность! Присупить к подготовке ракеты и корабля «Восток»!». Началось выполнение жесткого предстартового графика.

В 6 часов утра (а в то утро стояла великолепная солнечная погода, так свойственная району Байконура) на верхнюю площадку фермы обслуживания поднялись О.Г. Ивановский и Н.П. Каманин для установки на корабль шифр-колотки логического замка. Значение кода логического замка кроме них знали только С.П. Королёв и К.П. Руднев, которым ведущий конструктор передал акт об этой операции.

В 7 часов утра после надевания на космонавтов белья и установки датчиков была проведена запись их физиологических параметров (рис. 3). Все параметры оказались в пределах нормы. Облачать в скафандр первым начали Германа Титова, а вторым – Гагарина (рис. 4), чтобы ему меньше париться в скафандре (вентиляционное устройство можно было подключить к источнику питания только в автобусе, предназначенном для доставки космонавтов на стартовый комплекс).

Необходимо отметить, что уже на старте обнаружилось, что на скафандре отсутствуют яркие опознавательные знаки, и чтобы после приземления Ю.А. Гагарина не приняли за шпиона (всем был памятен инцидент со сбитым в 1960 году американским летчиком Пауэрсом), на уже надетом на Гагарина шлеме красной краской была нанесена надпись «СССР».

Объявляется трехчасовая готовность. Проводится последняя операция перед посадкой космонавта в спускаемый аппарат – закладка питания.



Рис. 3. И.Т. Акулиничев и А.Р. Котовская проводят медицинские обследования Ю.А. Гагарина перед полетом



Рис. 4. Ю.А. Гагарин перед стартом (надевание скафандра), рядом с ним В.И. Сверщек

Незадолго до наступления двухчасовой готовности, в 8 часов 50 минут, на стартовую позицию въехал автобус (рис. 5). Из него вышел Ю.А. Гагарин, поддерживаемый Е.А. Карповым. Он подошел к членам Государственной комиссии и доложил (рис. 6).



Рис. 5. Ю.А. Гагарин и Г.С. Титов в автобусе по дороге на старт



Рис. 6. С.П. Королёв прощается с Ю.А. Гагариным перед посадкой в корабль

К.П. Руднев, а за ним С.П. Королёв и маршал К.С. Москаленко обняли и расцеловали Ю.А. Гагарина. После доклада членам Государственной комиссии Гагарин в сопровождении О.Г. Ивановского поднялся на площадку лифта (рис. 7) и сделал свое заявление перед стартом. Затем лифт поднял его на верх фермы обслуживания к посадочному люку корабля (рис. 8). Специалисты помогли Ю.А. Гагарину подняться по двум ступенькам к входному люку корабля и лечь в кресло. Гагарин занял место в кабине и начал проверку систем корабля. В 9 часов 30 минут С.П. Королёв поинтересовался у Ю.А. Гагарина о самочувствии. Каза-

лось, все идет согласно графику подготовки второго дня, но вдруг, когда до пуска оставалось около 80 минут, случилось непредвиденное: после закрытия крышки посадочного люка спускаемого аппарата на центральном пульте корабля в бункере один из трех транспарантов, сигнализирующих о прижиге крышки люка, не горел. С.П. Королёв, несмотря на дефицит времени, принял решение: открыть крышку люка спускаемого аппарата и повторно установить ее.



Рис. 7. Ведущий конструктор корабля «Восток» О.Г. Ивановский и Ю.А. Гагарин поднимаются к лифту перед посадкой в корабль



Рис. 8. Перед посадкой в корабль

К всеобщей радости члены испытательной бригады сумели за короткий срок открыть и закрыть тридцать замков крышки люка и снова проверить ее на герметичность специальным приспособлением – «присоской». С.П. Королёв по связи успокоил Ю.А. Гагарина, сказав ему, что все идет согласно графику.

И вот приближается момент старта. Пультовая в бункере была плотно заполнена специалистами – все происходило совсем не так, как показывают в так называемых документальных фильмах, посвященных этому событию, которые в то время снимались всегда после самого события. Кажется, на стартовой позиции не было человека, который бы не переживал происходящее. Волновались операторы у своих пультов, клал таблетки в рот Королёв. И был, казалось, только один человек, который не переживал происходящее, – Гагарин. Самый большой пульс был у него после посадки в кабину, и то, наверное, из-за физического напряжения. А потом, вплоть до момента запуска, он был на отметке 64. Все окружающие и сами медики удивлялись этому.

По громкой связи звучит сообщение: «Все стартовое, заправочное и вспомогательное оборудование стартовой позиции к пуску готово!». Следует команда: «Минутная готовность!». В бункере наступает полная тишина, через минуту управление ракетой будет передано автоматике. Звучит очередная команда: «Сброс ШО объекта!». «ШО сброшен!» – докладывает оператор центрального пульта корабля в бункере. С этого момента времени корабль переходит на бортовое питание.

В тишине звучат одна за другой команды руководителя стартовой службы. Следует команда «Ключ на старт!», по которой оператор центрального пульта ракеты-носителя поворотом специального ключа включает автоматику запуска ракеты. И, наконец, команды: «Пуск!», «Подъем!». «Есть подъем!» – в 11 часов 07 минут (09 часов 07 минут московского времени) громко не докладывает, а кричит оператор центрального пульта управления ракеты. По степи разносится оглушительный рев ее двигателей (рис. 9). Освобождаются и расходятся в стороны фермы пусковой установки. От нарастающего гула бункер дрожит, закладывает уши. «По-е-ха-ли-и-и!» – вырывается из динамика голос Юрия Гагарина.

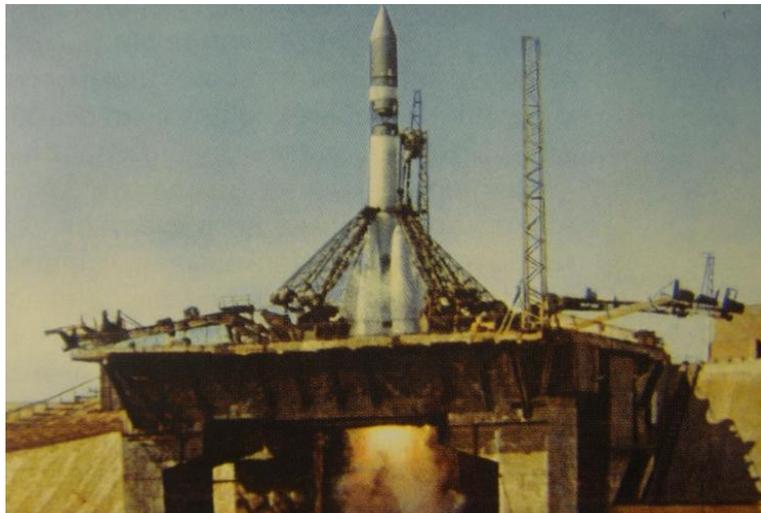


Рис. 9. Старт корабля «Восток»

Вскоре после запуска возникла неприятная ситуация: в момент перехода связи с космодрома на измерительный пункт Колпашево Гагарин не слышал Землю, а Земля не слышала его. Королёв, стоявший рядом с Каманиным, очень сильно волновался: когда он брал микрофон, руки его дрожали, голос срывался, лицо перекашивалось и изменялось до неузнаваемости. Все облегченно вздохнули, когда Колпашево и Москва сообщили о восстановлении связи с Гагариным и о выходе корабля на орбиту.

После выхода корабля на орбиту все специалисты собрались на «нулевой отметке» стартовой площадки и слушали репортаж по громкой связи о ходе полета.

Особенно остро каждого волновал вопрос надежности работы своего агрегата, своей системы, и с некоторым облегчением они вздыхали, когда эта система заканчивала свою работу. Самое трудное испытание досталось, конечно, на долю тех, кто отвечал за работу системы приземления, ведь она была венцом полета. Все специалисты уже освободились от груза ответственности и по-человечески радовались, уверенные в предстоящем успехе, и только «приземленец», бледный и сосредоточенный, все еще нервно ходил по «нулевой отметке».

И вот наступило 12 часов 55 минут. Пришло сообщение о том, что парашют раскрылся и приземление прошло успешно. Но, пожалуй, в этот момент никто из присутствующих еще не понял до конца всего значения произошедшего события. И только тогда, когда по стартовой площадке «железный» голос Левитана сообщил о результатах полета, мурашки поползли по коже, и все, наконец, поняв грандиозность свершившегося, бросились обнимать и поздравлять друг друга.

Буквально сразу после сообщения по радио о полете Гагарина возле «нулевой отметки» появилась автомашина, из которой вышел Сергей Павлович Королёв и его ближайшие соратники. Они приехали, чтобы поздравить стартовую команду с этим эпохальным успехом и поблагодарить всех за огромный труд, который был вложен в подготовку и осуществление полета Юрия Алексеевича Гагарина. И эта благодарность «СП», как любя называли Королёва все испытатели, была для всех высшей наградой за труд.

Приведя в исходное состояние оборудование стартовой позиции, испытатели, уставшие и невыспавшиеся, отправились на автобусах домой. Буквально все население жилого городка, жены и дети испытателей высыпали на улицы, чтобы встретить их после этой успешной работы. А как были горды испытатели тем, что именно на их долю выпала честь участия в событии, которое навсегда вошло в историю Земли и никогда не будет забыто людьми!

Всего в подготовке и запуске корабля «Восток» с Ю.А. Гагариным на борту принимали участие 72 представителя промышленности, 223 офицера, 367 солдат и сержантов, 14 служащих Советской Армии от испытательных частей полигона и 548 офицеров, солдат, сержантов и служащих Советской Армии от полигонного измерительного комплекса, 33 представителя от Главного управления ракетного вооружения и НИИ-4 Министерства обороны, 33 человека от ВВС. Средний возраст офицерского состава боевого расчета, осуществлявшего запуск, составлял 29 лет.

Надо сказать, что полет Ю.А. Гагарина прошел не без приключений. На 117-й секунде полета ракеты-носителя на ее борту произошел отказ умформера, в результате которого оказались без нормального питания бортовые антенны системы радиоуправления, следствием чего стала потеря ее работоспособности. Из-за этого произошла задержка выдачи предварительной и главной команд

на выключение двигательной установки центрального блока ракеты-носителя (вместо системы радиоуправления она была инициализирована интегратором), вследствие чего двигатель проработал на 15 секунд дольше. В результате суммарное отклонение скорости по окончании работы 3-й ступени ракеты-носителя составило 25,43 м/с, и корабль вышел на более высокую орбиту с апогеем 327 км вместо расчетных 235 км. Это сразу отменило резервный режим спуска за счет естественного торможения атмосферы – время существования корабля оказалось около 30 суток (к этому времени космонавт бы погиб). Что касается орбитального полета, то в процессе его не было замечаний. А вот в процессе спуска с орбиты произошла задержка отделения спускаемого аппарата от приборного отсека и закрутка корабля после выключения тормозной двигательной установки. Причиной этого была нештатная работа клапана тормозной двигательной установки, в результате чего часть горючего попала в полость разделительного мешка, а не в камеру сгорания, и его не хватило на отработку штатного тормозного импульса. Прекращение работы тормозной двигательной установки произошло примерно на секунду раньше формирования гиросинтезатором «главной команды» на ее выключение. Из-за непрохождения штатного выключения тормозной двигательной установки ее арматура осталась открытой, из-за чего газ наддува под давлением около 60 атм и окислитель продолжали поступать в камеру сгорания и рулевые сопла. Возникло сильное возмущающее воздействие на корабль, что привело к его закрутке вокруг центра масс со скоростью около 30 %/с. Неконтролируемое истечение смеси в тормозной двигательной установке продолжалось до 44 секунды после ее запуска, пока система управления тормозной двигательной установкой не выдала дублирующую команду на выключение двигателя.

Вполне естественно возникает вопрос: что было бы, если бы система управления тормозной двигательной установкой не выдала бы дублирующую команду? Во-первых, дублирующая команда на выключение тормозной двигательной установки для того и предусматривалась, чтобы обеспечить гарантированную выдачу тормозного импульса нужной величины в случае отказа основной системы, в которой значение выдаваемого импульса измерялось с помощью гиросинтезатора. Как правило, двойной отказ считается маловероятным. Но, если бы это и произошло, то в этом случае спускаемый аппарат гарантированно спустился бы на Землю, так как импульс достаточной величины двигательной установкой уже был выдан, хотя и с небольшой ошибкой. Проблемой была бы нарастающая скорость вращения корабля, так как в этом случае неконтролируемое истечение смеси из тормозной двигательной установки продолжалось бы до исчерпания запасов топлива и газа. Сейчас предсказать до какой величины возросла бы скорость вращения корабля очень сложно. Но ясно, что сильно возрасти она не могла, так как запасы топлива и газа к моменту выключения тормозной двигательной установки в основном уже были исчерпаны. С другой стороны, скорость вращения спускаемого аппарата была бы полностью или частично погашена при прохождении плотных слоев атмосферы (и это подтверждается материалами послеполетного отчета Гагарина). И, наконец, если бы вращение спускаемого аппарата сохранилось до момента ввода его парашютной системы, то это было бы опасно для самого спускаемого аппарата, так как могло произойти скручивание строп его парашюта. Гагарин же спускался на землю с помощью своей парашютной системы после катапультирования из спускаемого аппарата. И на ввод его парашютной системы вращение спускаемого аппарата не могло оказать существенного влия-

ния, так как катапультирование осуществлялось практически в плоскости, перпендикулярной к плоскости вращения СА.

В дополнение ко всему этому при непрохождении «главной команды» не запустилась 10-секундная программа штатного разделения и начал действовать вариант разделения спускаемого аппарата и приборного отсека от термодатчиков, которые выдали команду через 10 мин на высоте 130 км.

На высоте около 7000 м происходит отстрел крышки люка № 1 спускаемого аппарата. Вслед за этим – катапультирование кресла с космонавтом. Велся в действие стабилизирующий парашют. Начало вращать на нем. Затем произошли отцепка стабилизирующего парашюта и ввод в действие основного парашюта. Вслед за этим отделилось кресло от космонавта и пошло вниз. Гагарин стал спускаться на основном парашюте. Внезапно произошло открытие ранца запасного парашюта, который повис вниз, но не открылся. Однако при прохождении облака запасной парашют немного поддуло, он раскрылся, наполнился, и дальше Гагарин спускался на двух парашютах. Два раскрытых парашюта – это опасно.

Чем же было опасно приземление на двух парашютах? Наиболее опасным является одновременное раскрытие основного и запасного парашютов, поскольку есть очень большая вероятность того, что ни один из них не сможет наполниться достаточно, чтобы обеспечить нормальное приземление. Возможно также попадание запасного парашюта (он меньше по размерам) внутрь основного при одновременном наполнении куполов. В таких условиях возникает «пульсация» – запаска затеняет основной парашют, он складывается, увеличивается вертикальная скорость, основной парашют снова наполняется и так далее – скорость снижения при этом меняется скачками от нормальной до увеличенной. Бороться с этим практически бесполезно. Если парашютисту повезет, то приземление произойдет при нормальной вертикальной скорости. Но, конечно, надо рассчитывать на худший вариант. При одновременном наполнении основного и запасного парашютов вероятно также их спутывание.

При последовательном вводе основного и запасного парашютов одновременная работа двух куполов лишает парашютиста возможности управлять основным парашютом, что также опасно, если надо избежать посадки в определенные зоны, например, на воду или на высоковольтные линии электропередачи. У Гагарина как раз была вероятность посадки на акваторию Волги, по которой плыли большие льдины. Кроме того, при одновременно раскрытых основном и запасном парашютах велика вероятность спутывания парашютов.

Но беда, как говорится, не приходит одна: сразу не открылся клапан, который подавал воздух для дыхания. Гагарин приземлялся с закрытым забралом скафандра и только на земле открыл его. Трудность открытия клапана дыхания в воздухе возникла из-за того, что этот клапан, когда одевали, попал под демаскирующую оболочку, и он оказался под подвесной системой. Гагарин минут шесть старался его достать. Но потом расстегнул демаскирующую оболочку, с помощью зеркала вытащил тросик и открыл клапан нормально.

Возникает естественный вопрос: чем же дышал первый космонавт? Дело в том, что одновременно с катапультированием кресла с космонавтом из спускаемого аппарата автоматически закрывалось остекление шлема скафандра и включался кислородный прибор, который и обеспечивал дыхание космонавта на больших высотах (около 7 км), где дыхание окружающим воздухом чревато кислородным голоданием. При необходимости, в случае невозможности открытия клапана

дыхания, Гагарин мог после введения основного парашюта открыть забрало шлема скафандра.

Тем не менее, все окончилось благополучно: Гагарин приземлился без неблагоприятных последствий (рис. 10).

Спустя годы (об этом рассказал ведущий конструктор корабля «Восток» О.Г. Ивановский) специалисты по надежности взялись вычислить истинную вероятность благополучного исхода полета Ю.А. Гагарина и получили 0,46.

Нельзя не отметить того факта, что полет Гагарина дал очень ценную информацию американским специалистам, которые еще только готовили к первому полету в космос своего астронавта. Они теперь могли быть уверены, что в космосе человек будет оставаться нормальным человеком.



Рис. 10. Ю.А. Гагарин в самолете после возвращения на Землю

Эпилог: В нынешних условиях невозможно представить такие темпы создания пилотируемых космических средств. Корабль «Восток» (а ведь это был первый в мире пилотируемый космический корабль) начали разрабатывать в 1958 году. Всего в создании корабля участвовали 123 организации, включая 36 заводов. Тем не менее, уже через 3 года он полетел с человеком на борту. Только в течение одного года перед запуском Гагарина было выполнено 7 запусков корабля «Восток» в беспилотном варианте. Тогда это было возможно!

80 ЛЕТ А.А. ЛЕОНОВУ**А.А. Leonov
80-Year Anniversary**

30 мая 2014 года исполнилось 80 лет со дня рождения Алексея Архиповича Леонова, летчика-космонавта первого набора в отряд космонавтов, дважды Героя Советского Союза.

Первый полет А.А. Леонов совершил с 18 по 19 марта 1965 года в качестве второго пилота космического корабля «Восход-2» вместе с Павлом Беляевым. В ходе полета был выполнен первый в мире выход в открытое космическое пространство продолжительностью 23 минуты 41 секунда (из них 12 минут 09 секунд вне корабля). При выходе возникло несколько нештатных ситуаций, но высочайший профессионализм и личное мужество А.А. Леонова помогли ему справиться с поставленной задачей. Продолжительность полета составила 1 сутки 02 часа 02 минуты 17 секунд.

При возвращении на Землю из-за отказа системы автоматического управления Павел Беляев осуществил ручное управление посадкой, которая произошла в нерасчетном районе. Экипаж был обнаружен через четыре часа после посадки в тайге, но из-за глубокого снега был эвакуирован с места посадки только через двое суток.

Главный конструктор С.П. Королёв был высокого мнения о космонавте: «Я бы отметил основные черты Леонова – это его сообразительность, живость, сметливость ума, смекалка. Это первое. Второе – хорошее усвоение им технических знаний. Третье – прекрасный характер. Он художник, сам рисует, очень общительный, очень, по-моему, добрый и располагающий человек. Смелый летчик, технически прекрасно владеющий современными реактивными истребителями, прошедший всю подготовку. Мне кажется, этот человек заслуживает самого большого доверия...».

Алексей Архипович Леонов входил в группу советских космонавтов, готовившихся по программам облета Луны (Протон–Зонд) и посадке на нее (Н1-Л3). Затем готовился в качестве командира основного экипажа первых экспедиций на орбитальную станцию «Салют».

Второй полет А.А. Леонов совершил с 15 по 21 июля 1975 года в качестве командира КК «Союз-19» по программе ЭПАС «Союз–Аполлон» вместе с В.Н. Кубасовым и стал участником первого международного космического полета. В ходе полета выполнено две стыковки с КК «Аполлон» (США) с экипажем в составе: Т. Стаффорд, В. Бранд и Д. Слейтон. Во время полета в состыкованном состоянии производились переходы членов экипажей из корабля в корабль. Продолжительность полета: 5 суток 22 часа 30 минут 51 секунда.

Уникальная стыковка кораблей «Аполлон» и «Союз» стала важной вехой в развитии орбитальных исследований, положила начало проекту Международной космической станции, реализация которого показала, что будущее космонавтики – в объединении интеллектуальных усилий и в эффективной кооперации.

С сентября 1961 года по январь 1968 года А.А. Леонов проходил обучение в Военно-воздушной инженерной академии (ВВИА) имени Н.Е. Жуковского. По ее окончании получил квалификацию «летчик-инженер-космонавт».



С 10 февраля 1970 года по 30 марта 1976 года был заместителем начальника Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина по летной, затем по космической подготовке космонавтов. С 1976 года по 1982 год – командир отряда космонавтов.

В 1981 году окончил адъюнктуру при ВВИА имени Н.Е. Жуковского и там же защитил диссертацию на ученую степень кандидата технических наук. Имеет 4 изобретения и более 10 научных трудов, лауреат Государственной премии СССР. Более 40 лет является бессменным председателем оргкомитета общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина.

С 26 января 1982 служил первым заместителем начальника ЦПК имени Ю.А. Гагарина по летной и космической подготовке.

С марта 1992 года генерал-майор авиации А.А. Леонов – в запасе. Юбиляр активно участвует в пропаганде достижений отечественной ракетно-космической техники, в патриотическом воспитании молодежи, а его творческие способности и богатые впечатления нашли отражение в художественных произведениях и полотнах, которые своим новаторством заслужили широкое признание ценителей искусства.

Дорогой Алексей Архипович, руководство и сотрудники Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина поздравляют Вас с юбилеем и желают Вам здоровья, семейного счастья, благополучия и дальнейших успехов в работе!

**45 ЛЕТ СО ДНЯ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ
ЦПК ИМЕНИ Ю.А. ГАГАРИНА
В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР**

**45 Years of the Reorganization of Yu.A. Gagarin
CTC into Scientific Research&Test Center**

В 1969 году в соответствии с Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 28.11.1968 г. № 932-331, приказом МО СССР № 003 от 07.01.1969 г. 1-й Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина был преобразован в 1-й Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов (НИИЦПК) имени Ю.А. Гагарина с правами и статусом научно-исследовательского института первой категории. Новый штат Центра был введен в действие с 1 апреля 1969 года.



Принятые решения внесли существенные коррективы в систему подготовки космонавтов. На НИИЦПК была возложена полная ответственность за подготовку космонавтов и создание необходимой технической базы. Центру были переданы авиационные подразделения для летной и парашютной подготовки космонавтов, ведения исследований и испытаний в воздухе.

В новом статусе НИИЦПК резко расширил свою деятельность, подобрав высококвалифицированных специалистов, в том числе с учеными степенями. В Центре начал функционировать специализированный Совет по приему к защите кандидатских диссертаций на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальностям, наиболее нужным Центру, таким, как, например, разработка и оценка эффективности обучающих и тренажных систем, развитие методов информатики, системный анализ применительно к технической кибернетике, эргатическим системам и т.п. Сейчас в Центре трудятся 10 докторов наук и 58 кандидатов наук.

Получила дальнейшее расширение научная кооперация Центра с научными организациями страны. Это позволило на твердые научные основы поставить всю систему отбора и подготовки космонавтов, обосновать и реализовать рациональную структуру и состав технических средств базы подготовки космонавтов, учи-

тывать в них новейшие достижения науки и техники. Были переработаны и постоянно обновляются на базе проводимых исследований и испытаний все программно-методические, учебные, организационно-плановые и нормативные документы системы подготовки космонавтов, большинство из них введены в действие как межведомственные. Ведутся систематические исследования по оценке и расширению возможностей космонавтов по профессиональной деятельности на борту пилотируемого космического аппарата (ПКА) и в открытом космосе.

За 45 лет в статусе научного центра деятельность НИИЦПК была связана с полетами на автономных кораблях типа «Союз», орбитальных станциях «Салют» трех поколений и многомодульной станции «Мир». Проведена значительная работа по подготовке группы космонавтов к пилотируемым запускам многоцветной космической системы «Буран». В настоящее время проводится подготовка космонавтов к полетам на Международной космической станции (МКС). Создана соответствующая техническая база в Центре для работы по этим программам, в том числе сложнейшие комплексные и специализированные тренажеры.

Начало международным программам было положено с Соглашения между СССР и США о выполнении совместной программы «Союз–Аполлон» (1972 г.) В период 1973–1975 гг. в 1-м НИИЦПК имени Ю.А. Гагарина и Центре пилотируемых космических полетов имени Джонсона в Хьюстоне проводились совместные тренировки и занятия советских и американских экипажей. В 1975 году такой совместный полет был успешно выполнен. Международное сотрудничество было продолжено в дальнейшем в рамках программы «Интеркосмос» и при создании МКС.

К 1986 году окончательно сформировался круг научно-исследовательских проблем, по которым НИИЦПК проводил и проводит в настоящее время исследования:

1. Развитие системы отбора и профессиональной подготовки космонавтов.
2. Разработка и совершенствование системы медицинского отбора, подготовки, послеполетной реабилитации и медицинского контроля за состоянием здоровья космонавтов.
3. Возможности экипажей ПКА по решению целевых задач в космосе.
4. Обеспечение безопасности экипажей ПКА.
5. Определение направлений развития и научно-технического сопровождения создания ПКА и их бортовых систем.
6. Программно-методические основы летно-конструкторских, наземных, летных (на самолетах-лабораториях) и летно-морских испытаний новых типов ПКА и их бортовых систем, испытаний технических средств подготовки космонавтов.
7. Создание и развитие тренажерной, учебно-лабораторной, испытательной и исследовательской баз Центра.

Перспективы деятельности НИИЦПК связаны с приоритетами развития пилотируемой космонавтики в РФ. Главные из них: наращивание и эксплуатация МКС, пилотируемый транспортный корабль нового поколения, новые ракетно-носители, новый космодром «Восточный». Формируется перспективная программа создания научных космических аппаратов. В ближайшее время будут сделаны серьезные проектно-конструкторские заделы по освоению Луны.

В.В. САМАРИН
кандидат технических наук

40 ЛЕТ ЦЕНТРИФУГЕ ЦФ-7

40 Years of the Centrifuge TSF-7

40 лет назад 1 марта 1973 года была введена в эксплуатацию центрифуга ЦФ-7. Это первое уникальное динамическое средство в ЦПК имени Ю.А. Гагарина для подготовки космонавтов в условиях перегрузок, возникающих на этапах выведения космического корабля на околоземную орбиту и спуска на Землю.

В апреле 1963 года первым заместителем главнокомандующего ВВС маршалом авиации С.И. Руденко были утверждены тактико-технические требования на проектирование и изготовление центрифуги, которая в конце 60-х годов была спроектирована и изготовлена отечественными специалистами на базе центрального экспериментального завода ВВС (в/ч 42456) по заказу ЦПК.

В разработке технического задания, сопровождении работ по созданию, испытаниям и вводу в эксплуатацию ЦФ-7 принимали участие руководящий состав и специалисты центрального экспериментального завода ВВС:

- командир части полковник В.Ф. Струнников;
- зам. командира части полковник Р.Д. Русанов;
- начальник отдела полковник Р.В. Буянов;
- майоры В.И. Сутула, В.И. Крячун, Н.С. Алексеев, Е.П. Рыбаков.

По завершении строительства здания в 1970 году начался процесс монтажа и отладки оборудования центрифуги.

В этот период 4 отделом (отдел центрифуг) руководил Филекин Иван Андреевич.

Во многом благодаря усилиям сотрудников отдела удалось в сжатые сроки произвести монтаж и наладку оборудования тренажера. Наиболее значительный вклад в дело разработки и создания центрифуги внесли специалисты отдела –

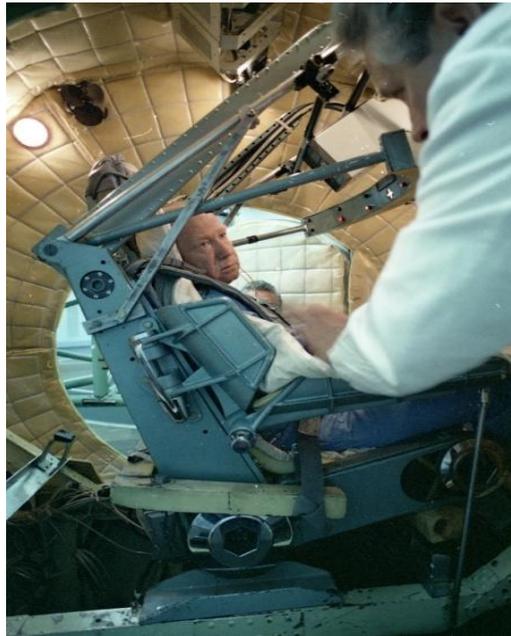


Коллектив отдела центрифуг с руководством Центра (1979 г.)

А.И. Кулебакин, М.С. Мякотных, Н.В. Коваленок, А.В. Любимов, В.И. Кушков, М.Ф. Салмин, Ю.Н. Померанцев, И.В. Пантенков, В.А. Павлов и В.К. Павлов. Общую координацию работ в Центре подготовки космонавтов, связь со смежными организациями осуществляли главные инженеры В.И. Гусаров и Ю.П. Никитин.

Завершение этой большой работы ознаменовал приказ командира в/ч 26266 от 28.02.1973 г. № 97 о вводе в опытную эксплуатацию центрифуги ЦФ-7 с 01.03.1973 года.

С этого момента началась напряженная рабочая жизнь центрифуги и коллектива, который обеспечивал ее подготовку к медицинским экспериментам с космонавтами.



Космонавт А.А. Леонов в кабине центрифуги ЦФ-7 перед медицинским исследованием (подготовку проводил врач Н.В. Улятовский)

Учитывая технические возможности ЦФ-7 и одновременно расширяя подготовку космонавтов, на базе центрифуги силами специалистов отдела в 1982 году был создан и в течение более 20 лет эффективно использовался для отработки профессиональных навыков космонавтов по ручному управлению спускаемым аппаратом при воздействии перегрузки на атмосферном участке спуска специализированный динамический тренажер спуска «Пилот-732». Идеологом создания тренажера в 1979 году был начальник отдела Любимов А.В. Исходные данные для алгоритма программы были получены в НПО «Энергия».

Под руководством начальника 2 отделения Е.П. Макарова специалистами Л.П. Аверьяновой, Ю.С. Белухиным, Ю.А. Соколовым была разработана блок-схема тренажера на базе вычислительной машины М-220М, телевизионного комплекса «Бриллиант» и штатных блоков управления спуском корабля «Союз-ТМ». На опытном заводе Центра было изготовлено оборудование для размещения блоков управляемого спуска в кабине ЦФ-7.

Специалистами 2 отделения Г.А. Полетавкиным и Л.Н. Шестаковой была разработана и внедрена программа автоматизированной оценки результатов управления спуском. В 1982 году тренажер был представлен на испытания.

В отладке программы и динамических испытаниях принимали участие сотрудники 2 отделения 24 отдела, инструкторы 1 управления М. Чеботарев, И.И. Сухоруков, С.В. Силков и другие. В состав испытательной бригады входили представители НПО «Энергия» А. Феоктистов, М.Х. Манаров, С.К. Крикалёв, П.В. Виноградов.

После испытаний в сентябре 1982 года тренажер был допущен для подготовки космонавтов по управлению спускаемым аппаратом в ручном режиме в условиях воздействия перегрузок, что позволило значительно улучшить качество подготовки экипажей. Тренажер успешно применялся до октября 2003 года.

За период с 22 ноября 1982 года по 13 октября 2003 года на тренажере «Пилот-732» было проведено 2060 тренировок с наработкой 5650 часов.



Коллектив отделения ЦФ-7 (2000 г.)

(Первый ряд слева направо: Ю.А. Соколов, В.П. Глазкова, А.Н. Щербак – начальник отделения, Ю.С. Белухин, Н.Н. Титов, Л.Н. Шестакова, В.А. Забрусков, А.В. Плотников, В.А. Павлов.
Второй ряд слева направо: Г.В. Слинкин, А.В. Демидов, М.Д. Шматько, В.П. Степанова, Ю.Н. Померанцев, Ю.В. Поздняков)

В последние годы центрифуга ЦФ-7 активно модернизируется. Заменена система медицинского контроля, выполнены работы по замене силового электропривода и системы управления. Модернизирована система вентиляции главного двигателя, осуществлена покраска центрифуги, заменен внутренний интерьер кабины.

Активное участие в модернизации центрифуги принимали и принимают в настоящее время – В.Н. Киршанов, А.П. Чудинов, А.Г. Юфкин, И.Н. Гаврик, Е.Г. Михно, С.Н. Терпелец, А.Н. Беляев, А.А. Буланов, Н.А. Максимов, В.Д. Савина, Ю.С. Белухин, В.П. Степанова, Н.Н. Аверьянов, М.Г. Рештак, А.И. Гаврик.



Центрифуга ЦФ-7 после ремонта и модернизации (общий вид, 2014 г.)



Коллектив отделения ЦФ-7 с руководством отдела (2014 г.)
 (Первый ряд слева направо: В.В. Швецов, Н.А. Максимов, В.П. Степанова, И.Н. Борец,
 А.И. Гаврик, В.Д. Савина, И.Н. Гаврик, О.Б. Ивашук – начальник отделения (ЦФ-18),
 В.Н. Киришанов – начальник отдела.
 Второй ряд слева направо: А.Н. Беляев – начальник отделения (ТС-18),
 А.Г. Юфкин – начальник отделения (ЦФ-7), Е.Г. Михно, Н.Н. Аверьянов,
 А.П. Чудинов – заместитель начальника отдела, М.Г. Рештак)

Коренным образом модернизированы технологические помещения и рабочие кабинеты специалистов отдела. Эта работа также проведена при самом активном и непосредственном участии специалистов отдела капитального строительства Центра и сотрудников 31 отдела.

В 2014 году на базе центрифуги ЦФ-7 планируется ввод в эксплуатацию рабочего места № 2 тренажера спуска. При его создании используются современные технологии, имеющиеся на сегодня в космической отрасли, в том числе отдельные элементы перспективного транспортного корабля нового поколения.

За 40 лет эксплуатации центрифуги ЦФ-7 было проведено более 9000 вращений с человеком, с общей наработкой более 1200 часов, выполнено и реализовано более 30 научно-исследовательских работ, зарегистрировано 17 изобретений, совместно с 7 ЦВКАГ проведена медицинская экспертиза более 1700 летчиков ВВС, с этой целью было выполнено 3650 вращений.

Весомый вклад в дело качественной эксплуатации оборудования, проведения всех видов подготовки космонавтов, медицинских исследований и экспериментов внесли: А.В. Любимов, Е.П. Макаров, И.А. Рубцов, Г.Б. Глинка, Ю.А. Соколов, Н.Н. Брюзгин, М.Д. Шматько, И.Г. Лаптиев, В.А. Павлов, В.К. Павлов, А.В. Плотников, Л.П. Аверьянова, А.Н. Щербак, Ю.В. Поздняков, Г.В. Слинкин, Ю.С. Белухин, В.Н. Улятовский, В.В. Рябов, С.Ю. Елизаров, Ю.В. Катаев, А.Н. Остапенко, А.И. Тимофеев, В.Н. Киршанов, А.П. Чудинов, А.Г. Юфкин, Е.Г. Михно, С.Н. Терпелец, Н.А. Максимов, В.Н. Алексеев, В.П. Степанова, И.В. Коновалова, в разное время служившие, работавшие и работающие в Центре подготовки космонавтов в настоящее время.

Центрифуга ЦФ-7 и сегодня продолжает оставаться одним из важнейших средств подготовки космонавтов в условиях перегрузок.



Коллектив отдела с ветеранами отдела, представителями промышленности, руководством управления и Центра в день празднования 40-летия (26.12.2013 г.)

В.А. РЕНЬ, В.Н. КИРШАНОВ

НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ

SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION

64-Й МЕЖДУНАРОДНЫЙ АСТРОНАВТИЧЕСКИЙ КОНГРЕСС

23–27 сентября 2013 года, г. Пекин, Китай

64th International Astronautical Congress

September 23–27, 2013, the Chinese Society of Astronautics (CSA) welcomed the global space community in Beijing, China

Международный астронавтический конгресс проводится Международной федерацией астронавтики ежегодно, начиная с 1950 года, и имеет целью развитие кооперации участников космической деятельности по всему миру. В работе конгресса принимают участие представители широких кругов научно-технической, деловой, политической общественности и СМИ.

С 23 по 27 сентября 2013 года в г. Пекине проходил 64-й Международный астронавтический конгресс под девизом «Содействие космическим исследованиям на благо человечества». В работе этого конгресса приняли участие более трех тысяч человек из 70 стран. Было представлено 1800 докладов на 160 секциях. Российская сторона на Международном конгрессе была широко представлена сотрудниками Роскосмоса, РКК «Энергия», ЦНИИмаша, ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», РАН и других организаций РКП, НИИ и вузов.

На пленарном заседании выступили руководители ведущих мировых космических агентств с докладами о перспективах развития и кооперации. Руководитель космического агентства КНР на вопрос о том, собирается ли Китай кооперироваться с другими агентствами в вопросах освоения космоса, заявил, что они уже кооперируются с развивающимися странами и помогают им в космических исследованиях, сотрудничают с Канадой по созданию РТС. Директор НАСА Ч. Болден проинформировал об избранной НАСА схеме пилотируемого освоения дальнего космоса под названием «гибкий путь» – на Марс через астероиды.

Представители ЦПК имени Ю.А. Гагарина Б.И. Крючков и И.Г. Сохин выступили на конгрессе с тремя докладами.

На секции «В3.6 Астронавты»: «Особенности открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты в 2012 году» и «Подготовка непрофессиональных космонавтов для полетов на МКС».

На совместной секции «В3.6-А5 Перспективные исследования солнечной системы во взаимодействии человека и робота»: «Диалоговое взаимодействие между космонавтами и роботом-помощником при выполнении полетных операций».

Все доклады имели большой интерес у аудитории, особенно доклад о роботопомощнике, поскольку на этом конгрессе впервые были озвучены российские разработки в области космической робототехники (второй доклад по антропоморфным роботам был представлен представителем ЦНИИмаша О.А. Сапрыкиным).

Представители ЦПК имени Ю.А. Гагарина также приняли участие в работе секций «А3.2 Исследование Луны», «А3.3 Исследование Марса», «А1.6 Системы СЖО и ВКД».

С материалами конгресса можно ознакомиться на сайте <http://www.iafastro.com/index.php/publications>.

**ВСЕРОССИЙСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ, ИЗГОТОВЛЕНИЯ
И ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
И ПОДГОТОВКИ ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ
ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ»**

1–5 октября 2013 года, г. Омск

**All-Russian Conference
“Problems of Designing, Making and Operation of Space-Rocket Hardware
and Training of Engineering Skills for the Aerospace Industry”
October 1–5, 2013, Omsk**

По приглашению губернатора Омской области специалисты ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» приняли участие во Всероссийской конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли», проводимой в рамках 10-й Международной выставки высокотехнологичной техники и вооружения «ВТТВ – Омск – 2013».

2 октября в Экспоцентре было открытие выставки «ВТТВ – Омск – 2013», в которой приняли участие специалисты Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина. Они ознакомились с экспонатами выставки и обсудили их с представителями разработчиков.

3 октября делегация ЦПК имени Ю.А. Гагарина приняла участие в работе Всероссийской конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли». Заместитель начальника 5 управления Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина О.С. Гордиенко вел эту конференцию и выступил с докладом «Состояние и перспективы развития пилотируемой космонавтики», который вызвал интерес у участников и студентов вузов г. Омска.

4 октября делегация ЦПК имени Ю.А. Гагарина побывала в самой большой средней образовательной школе № 55 г. Омска, в которой активно внедряется дополнительное образование по космонавтике. Была показана гордость школы – Музей космонавтики, который является основой дополнительного «космического» образования школьников. В актовом зале школы космонавт-испытатель А.А. Иванишин выступил перед школьниками и педагогами, рассказав и показав презентацию о своем космическом полете, что вызвало живой интерес. Для музея школы директору были вручены памятные сувениры и фотографии. В этот же день делегация ЦПК побывала на открытии бизнес-инкубатора в ОмГУ им. Ф.М. Достоевского, в котором ознакомились с его назначением, порядком планирования, организации и проведения инновационной работы. А.А. Иванишин вручил ректору ОмГУ им. Ф.М. Достоевского памятную книгу с архивными документами по космонавтике.

После этого делегацию Центра подготовки космонавтов принял ректор ОмГТУ, который показал учебно-лабораторную базу университета и рассказал об основных специальностях, по которым вуз готовит студентов. Были обсуждены вопросы о возможности подготовки инженерных кадров для ЦПК, прохождения студентами практики и стажировки, проведения совместных научно-исследовательских работ.

**XLI МЕЖДУНАРОДНЫЕ ОБЩЕСТВЕННО-НАУЧНЫЕ ЧТЕНИЯ,
ПОСВЯЩЕННЫЕ ПАМЯТИ Ю.А. ГАГАРИНА****XLI International Public Scientific Readings in Memory of Yu.A. Gagarin**

На родине первого в мире космонавта в г. Гагарине Смоленской области в период с 9 по 12 марта 2014 года прошли ежегодные Международные XLI общественно-научные чтения, посвященные памяти Юрия Алексеевича Гагарина. В этом году открытие чтений приурочено к 80-летию со дня рождения Юрия Гагарина.

В торжественных мероприятиях и самих чтениях участвовали космонавты СССР и Российской Федерации, ветераны космической отрасли, представители ведущих организаций Роскосмоса: ЦНИИмаш, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ЦПК имени Ю.А. Гагарина, ГНЦ ИМБП РАН и прочих. В работе чтений были представлены 20 регионов РФ, республика Беларусь, Украина, Казахстан, Куба. В торжественных мероприятиях, посвященных памяти Юрия Алексеевича Гагарина и открытию XLI общественно-научных чтений, приняли участие: руководитель Роскосмоса О.Н. Остапенко, бессменный руководитель чтений, летчик-космонавт СССР А.А. Леонов, летчик-космонавт СССР П.И. Климук, начальник ЦПК имени Ю.А. Гагарина, летчик-космонавт СССР С.К. Крикалёв, народный артист СССР И.Д. Кобзон и другие почетные гости.



Митинг, посвященный 80-летию со дня рождения Юрия Алексеевича Гагарина

На пленарном заседании 10 марта с докладом «Исследование возможности человека после выполнения длительного космического полета» выступил доктор технических наук, начальник научного управления ЦПК имени Ю.А. Гагарина А.А. Курицын. Также на пленарном заседании в новом Центре детского творчества города Гагарина «Звездный» выступили представители РКК «Энергия» с докладами по перспективам развития пилотируемой космонавтики в России.

В рамках юбилейных торжеств в объединенном музее Ю.А. Гагарина прошло торжественное открытие новых выставок и презентаций: «Родом с Земли», «Первые космонавты СССР: неофициальная хроника», «Пионеры освоения кос-

мического пространства», «Гагаринская весна» и пр. Впервые в музее был открыт информационный модуль «Сегодня на орбите», в создании которого приняли участие представители ЦПК имени Ю.А. Гагарина. Прошла презентация проекта «Информационные технологии в сфере аэрокосмического образования: настоящее и будущее».

Чтения проводятся под эгидой Российской академии наук при поддержке администрации Смоленской области. Одним из основных организаторов данных чтений является Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина. Представители Центра приняли активное участие в работе пленарных заседаний и провели секцию «Профессия – космонавт». Делегацию Центра на заседаниях представлял член оргкомитета чтений д.т.н. Курицын Андрей Анатольевич. В работе чтений приняли активное участие сотрудники ЦПК: начальник отделения Е.В. Попова – секретарь секции, д.т.н. В.Н. Саев, д.т.н. Е.В. Полунина, к.т.н. Л.Е. Шевченко, к.т.н. А.А. Митина, К.Б. Кузнецов, О.Е. Захаров, А.В. Водяникова, Н.А. Дворякина, Е.А. Кириленко, О.А. Лукьянова. С докладом перед школьниками города Гагарин в Центре подготовке космонавтов выступили Е.В. Полунина и Л.Е. Шевченко.

На заседаниях чтений было зарегистрировано около 250 участников, представлено более 100 докладов. В работе чтений приняли участие 11 докторов наук и 17 кандидатов наук. Наибольшее участие выступающих по традиции отмечено на секции «Космонавтика и молодежь», где участниками от Центра стали космонавт РФ к.п.н. С.Н. Ревин и начальник отделения (Космоцентра) О.Е. Захаров.

По итогам работы отмечено, что проведение общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина, вносит значительный вклад в сохранение памяти о первом космонавте Земли, развитие отечественной науки, пропаганду достижений российской пилотируемой космонавтики. По итогам работы чтений будет выпущен печатный сборник представленных докладов.

ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ АВТОРОВ И ЧИТАТЕЛЕЙ

INFORMATION FOR AUTHORS AND READERS

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина») инициировало издание научного журнала «Пилотируемые полеты в космос» по широкому кругу проблем, связанных с тематикой пилотируемых полетов в космос. В журнале публикуются работы в области: обеспечения пилотируемых космических программ; научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области изучения космического пространства и создания космической техники; отбора, подготовки деятельности и послеполетной реабилитации космонавтов; безопасного пребывания космонавтов на орбите, а также теории конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; вычислительных систем; экспериментальных исследований; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем нанотехнологий для авиа- и аэрокосмических систем.

Приглашаются к сотрудничеству ученые различных областей.

Приглашаются начинающие авторы. Конструктивная и доброжелательная критика специалистов на страницах журнала призвана способствовать повышению уровня и качества работ начинающих исследователей, стимулировать приток свежих сил в сложнейшую отрасль мировой науки и техники.

<http://www.gctc.ru>

Вниманию авторов

Авторы присылают подготовленные к изданию работы и экспертное заключение на них. Необходима качественная распечатка (лазерный принтер) на хорошей белой бумаге и пересылка по электронной почте. Предоставляемые для публикации материалы должны строго соответствовать нижеперечисленным требованиям. Статья объемом от 5 до 15 страниц должна быть **тщательно отредактирована**. Работы принимаются в текстовом редакторе Microsoft Word версии 97–2007.

1. Предоставляемый материал (статья) должен быть оригинальным, не опубликованным ранее в других печатных изданиях.

2. Статья научного характера должна иметь следующие обязательные элементы:

- постановку задачи (вопрос, на который дается ответ в статье);
- анализ существующих методологических подходов к решению данной задачи;
- исследовательскую часть;
- систему доказательств и научную аргументацию;
- список цитируемой литературы.

Статья должна быть написана языком, понятным не только специалистам в данной области, но и широкому кругу читателей.

3. Первая страница текста должна содержать следующую информацию:

- УДК;
- заглавие статьи;

- имя, отчество, фамилию автора(ов);
- сведения об авторе/авторах: должность, место работы, ученое звание, ученая степень, домашний адрес (с индексом), контактные телефоны (раб., дом.), адрес электронной почты;
- аннотацию к статье (3–10 строк);
- ключевые слова по содержанию статьи (8–10 слов), которые размещаются после аннотации.

4. В конце статьи приводится список цитируемой литературы в алфавитном порядке (сначала литература на русском языке, затем на иностранном) по ГОСТ 7.1-2003 «Библиографическая запись. Библиографическое описание».

Параметры страницы

В диалоге «Файл – Параметры страницы» используется размер бумаги формата А4, ориентация листа книжная. Поля: верхнее и нижнее – 4,82 см; левое и правое – 4,25 см. В тексте статьи необходимо установить автоматический перенос слов.

Заголовок

В левом углу проставляется УДК (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 10 пунктов).

Название статьи набирается прописными буквами (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 11 пунктов, полужирный), выравнивание по левому краю.

Инициалы, фамилия автора(ов) размещаются после названия статьи по левому краю (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 11 пунктов).

Аннотация и ключевые слова

Текст аннотации и ключевые слова (шрифт «Times New Roman», 9 пунктов) оформляется с отступом от левого края – 1,25 см. Ключевые слова печатаются после аннотации, начиная словом «Ключевые слова» с прописной буквы (шрифт полужирный); двоеточие; затем идет перечисление ключевых слов через запятую (шрифт «Times New Roman» – обычный), выравнивание по ширине.

На английском языке повторить название статьи, инициалы и фамилию автора(ов) (шрифт «Times New Roman», 10 пунктов, полужирный). Оформляется с отступом от левого края – 1,25 см, выравнивание по ширине.

На английском языке повторить аннотацию статьи и ключевые слова (шрифт «Times New Roman», 9 пунктов, обычный), выравнивание по ширине.

Основной текст

Основной текст статьи на русском языке, используется шрифт «Times New Roman», 10 пунктов, интервал между строками «одинарный». Отступы в начале абзаца – 0,8 см. Иллюстрации – в компьютерном исполнении (рисунок в Word, файлы с расширением – .bmp, .jpg, .gif) с возможностью их редактирования. Рисунки размещаются в тексте. Формулы печатаются в редакторе Microsoft Equation. Таблицы, схемы, рисунки и формулы в тексте должны нумероваться; схемы и таблицы должны иметь заголовки, размещенные над схемой или полем таблицы, а каждый рисунок – подрисовочную подпись. Рисунки, диаграммы, схемы, таблицы делать в черно-белом варианте, если цвет на них не несет нагрузку.

Список литературы

Набирается шрифтом «Times New Roman», 9 пунктов, интервал между строками «одинарный». Библиографические ссылки оформляются в соответствии с ГОСТ 7.1-2003 «Библиографическое описание документа. Общие требования и правила составления».

За автором сохраняется право копирования своей публикации.

Статьи, предназначенные для публикации в журнале, должны быть поданы в двух экземплярах. На первом экземпляре располагается подпись автора статьи. Статьи направляются по указанному ниже адресу или тому члену редакционного комитета, который, по мнению автора, наиболее близок к теме работы.

Материалы, предоставленные для публикации в редакцию журнала, авторам не возвращаются.

Статьи, оформленные без учета вышеизложенных правил, к публикации не принимаются.

Вниманию читателей

Редакционная коллегия журнала не несет ответственности перед авторами и/или третьими лицами и организациями за возможный ущерб, вызванный публикацией статьи. Редколлегия вправе изъять уже опубликованную статью, если выяснится, что в процессе публикации статьи были нарушены чьи-либо права или же общепринятые нормы научной этики. О факте изъятия статьи сообщается автору, который представил статью, специалистам, давшим рекомендации, и организации, где работа выполнялась.

To the Attention of Readers

The editorial board of the magazine shall not bear any responsibility in front of authors and/or third parties and institutions for potential losses caused by an article publication. The editorial board has the right to withdraw a published article if during its publication somebody's rights or customary scientific ethic norms had been violated. Author of the article, specialists who gave recommendations and organization, where the work was done, shall be informed about the withdrawal.

Наши координаты для контактов

(по вопросам публикации, рекламы и деловых предложений)

Кальмин Андрей Валентинович (организационные вопросы)

тел.: 8 (495) 526-37-31; 8 (495) 526-38-90, e-mail: A.Kalmin@gctc.ru.

Факс: 8 (495) 526-26-12

Электронный вариант научного журнала «Пилотируемые полеты в космос» выполнен в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина». Содержание журнала, аннотации, ключевые слова, сведения об авторах размещены на сайте <http://www.gctc.ru>.

Журнал включен в Российский индекс научного цитирования (РИНЦ) <http://elibrary.ru>

ДЛЯ ЗАМЕТОК

**ПИЛОТИРУЕМЫЕ
ПОЛЕТЫ В КОСМОС**
(научный журнал)

Научный редактор *Л.К. Васильева*
Технический редактор *Н.В. Волкова*
Корректор *Т.И. Лысенко*
Перевод *С.Б. Беляковская*

Подписано в печать 27.05.14.
Формат 70х108/16. Бумага ксероксная.
Усл. печ. л. 11,73. Тираж 120 экз. Зак. 148-14.

Отпечатано в типографии редакционно-издательского отдела
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»