

1-й отдел
Инв. № 221/58с
Порядк. №

экз. №....

РАССЕКРЕЧЕНО

ТЕЗИСЫ К ДОКЛАДУ.

" ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ ЛУННОЙ РАКЕТЫ - ЛР "

Входящий № 9/309с
20 8 1958г
1-й отдел 1-й лист
Осн. док. Прилож.
925-1 12.1 -

І. ВВЕДЕНИЕ.

— Экспертная комиссия ознакомилась с материалами проекта и поэтому можно ограничиться краткими сообщениями.

— Достигнутый уровень развития отечественной ракетной техники позволяет осуществить полет ракеты к Луне.

— Научно-техническое и политическое значение полета

ракеты к Луне. *можно акцентировать как सर्वобъемлющий шаг человечества по освоению космического пространства, как первый шаг в осуществлении*

— Луна привлекает наше внимание, как новый этап исследования космического пространства и как первая достижимая для человечества планета солнечной системы.

— После запуска советских искусственных спутников достижение Луны несомненно явится новым важным показателем дальнейшего развития отечественной науки, техники и промышленности.

Наша
— Планы научных исследований, связанные с Луной очень обширны и мы даже думаем не в столь далеком будущем забросить на Луну постоянную автоматическую исследовательскую станцию, способную держать связь с Землей и думаем о посещении Луны человеком. Может быть именно на Луне может быть создана первая космическая станция, которая будет базой для широких исследований Вселенной.

— Сейчас, сегодня, для нас важен сам факт достижения Луны и, если возможно при этом, ^{проведение} ~~и некоторый~~ минимум научных исследований.

— В свете этого важно не только осуществить полет к Луне, но надо и доказать объективными фактами, что этот полет осуществлен и именно к Луне и с желаемым результатом. Этот вопрос имеет очень важное значение и рассмотрение его будет проведено Экспертной Комиссией особо.

~~Борьба 2-х миров за завоевание космического пространства.~~

- Возможные траектории полета ракеты к Луне: 2 варианта

а) траектории, обеспечивающие попадание в Луну.

б) Траектории облета Луны.

• Задачи научных исследований космического пространства при первых полетах лунных ракет:

Научные исследования, которые предполагается провести при первых полетах ракет к Луне.

- обнаружение и изучение магнитного поля Луны,
- изучение космического излучения вне магнитного поля Земли на расстояниях до 400.000 - 500.000 км.,
- обнаружение и изучение радиоактивного излучения Луны,
- изучение газовой компоненты межпланетного вещества,
- изучение потоков микрометеоритов в межпланетном пространстве,
- изучение электростатических полей,

3

- при облете Луны предусматривается фотографирование невидимой с Земли части поверхности Луны.

— Рассмотрение методами этих исследований устройства аппаратуры, вопросы ее отработки и т.д. будут предметом отдельного рассмотрения на Специальной Комиссии АН СССР под председательством академика М.В.КЕЛДЫШ.

II. ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ, СТОЯЩИЕ ПРИ СОЗДАНИИ ЛУННОЙ РАКЕТЫ.

I. ● Создание самой ракеты, способной обеспечить достижение 2-й космической скорости (около $11000 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$ - в зависимости от высоты конца активного участка) при выбранной полезной нагрузке, перебрасываемой к Луне, обеспечивающей решение научно-технических задач, намеченных при первых полетах Лунных ракет.

● Трехступенчатая ракета на базе межконтинентальной ракеты 8К71 (с введением достаточно совершенной в конструктивном и энергетическом отношении 3-ей ступенью) обеспечивает достижение Луны при вполне приемлемых для начала весах полезной нагрузки (200 - 400 кг. в зависимости от уд в пустоте у двигателя 3-й ступени).

— Наиболее сложные задачи, стоящие при разработке 3-й ступени:

а) Разработка 3-й ступени ракеты, обеспечивающей ее более высокой чем у ракет разработанных ранее, конструктивное совер-

шенство (например $\gamma_{т.д.} = \frac{G_{м.с.}}{V_{т.д.}}$), хорошее с точки зрения аэродинамики и прочности сопряжение с ракетой 8К71.

Минимальные возмущающие силы и моменты при запуске двигателя ^{при} разделены в полете и при выключении двигателя.

б) Создание двигателя с повышенной удельной тягой в пустоте (на 10 - 30 ед. по сравнению с двигателем ракеты 8К71), с надежным запуском в пустоте, с минимальным эксцентриситетом тяги и разбросом импульса последействия.

2. Разработка системы управления Лунной ракетой, обеспечивающей попадание в Луну или ее облет, на заданном расстоянии.

Для попадания в Луну система управления должна обеспечить отклонения действительных параметров движения в конце активного участка траектории от расчетных не превышающий:

по скорости	-	+ 3 м/сек.
по углу вектора скорости	-	$\pm 5 \pm 10$ минут
по высоте	-	± 4 км.

(Эти цифры названы с учетом всех ^{осязательных} возможных погрешностей).

3. Разработка научной и измерительной аппаратуры и специальных контейнеров, обеспечивающих ее нормальную работу в условиях космического полета.

4. Создание измерительного комплекса и средств наблюдений, обеспечивающих контроль траектории Лунной ракеты, прогнозирование ее дальнейшего движения, определение расстояния до Луны на конечном участке траектории, установления факта и момента попадания в Луну.

5. Создание комплекса (системы ориентации и стабилизации, фототелевизионная система), обеспечивающего фотографирование невидимой с Земли части Луны с регистрацией результатов фотографирования на Земле.

III. СОСТАВ И ВЕСА НАУЧНОЙ И ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ
ДЛЯ ЛУННОЙ РАКЕТЫ (В ВАРИАНТЕ ПОПАДАНИЯ).

В результате проработки запросов заинтересованных научно-исследовательских организаций АН СССР и промышленности определены два возможных состава и веса научной и измерительной аппаратуры для варианта попадания: (см. справку № 2)

	Контейнер с научн.аппарат.	Аппаратура на рак.части 3-й ст.	Всего
I - тяжелый	I70	275	<u>445</u>
II - облегченный	I70	115	<u>285</u>

IV. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ЛУННОЙ РАКЕТЕ.

I. Эскизный проект лунной ракеты разрабатывался в 2-х вариантах:

а) 8K73 - с двигателем 3-ей ступени, работающим на $O_2 + DMG$ с $P = 10$ т и $R_{уд} = 338$ кгсек/кг, (разработка ОКБ-456) которая может доставить к Луне полезную нагрузку весом $= 445$ кг

б) 8K72 - с двигателем 3-ей ступени, работающим на $O_2 + T-I$ с $P = 5$ т и $R_{уд} = 320$ кгсек/кг (Разработка ОКБ-154 совместно с ОКБ-1), которая может доставить к Луне полезную нагрузку весом $= 285$ кг.

- Ракеты 8K72 и 8K73 ^(носители) предельно унифицированы и используют в обоих случаях в качестве первых 2-х ступеней ракету 8K71 III-го этапа с минимальными переделками. (Введение переходного отсека, усиления приборного отсека и юбки кислородного бака и т.д.) .

- Сами головные блоки также предельно унифицированы и отличаются в основном двигательными установками.

- Компоновка, конструкция узлов и агрегатов не связанных с двигательной установкой, весовые характеристики головных блоков этих ракет отличаются незначительно, что дает возможность при существенно различных энергетических характеристиках ракет использовать одну и ту же аппаратуру системы управления для

обоих вариантов.

Ряд узлов и агрегатов двигательной установки III-й ступени также унифицированы.

2. Особенности Лунных ракет 8К72 и 8К73:

а) 8К72 и 8К73 - трехступенчатые ракеты у которых двигатели 3-их ступеней запускают в высотных условиях одновременно с разделением.

б) 3-я ступень совершает полет практически в безвоздушном пространстве, где основными возмущающими факторами являются факторы, связанные с работой двигателя и его монтажом в ракете (т.е. связанные с отклонением вектора тяги двигателя от центра тяжести ракеты).

Это дает возможность при соответствующей компоновке и знании возможных эксцентриситетов тяги обеспечить управление 3-ей ступенью малыми управляющими силами, а следовательно снизить веса управляющих органов, приводов к ним и источников питания, по сравнению с другими известными ракетами.

в) Серьезным вопросом являются повышенные требования к обеспечению точности параметров движения в конце активного участка 3-ей ступени и обеспечению стабилизации движения 3-ей ступени около центра тяжести практически без возмущений движения центра тяжести в течение 10 сек после главной команды, в течение которых производится контроль траектории и исходных данных по выходу на заданную орбиту.

г) Обеспечение нормальных условий работы научной и измерительной аппаратуры, доставляемой на Луну в полете в космическом пространстве.

Необходимость создания специальных контейнеров для этой аппаратуры, где в течение всего полета поддерживались необходимые давления и температура.

д) Выбор наиболее рациональной траектории движения к Луне не только с точки зрения доставки наибольшего веса полезной нагрузки, но и с точки зрения обеспечения наблюдений с территории Советского Союза за движением ракеты к Луне и реальных трасс полигонов, с которого эта ракета может быть пущена.

3. Все эти особенности и определили компоновку и конструкцию ракет 8К72 и 8К73 и требования к их двигателям и системам управления.

(Основные сведения о компоновке по плакатам).

4. Основные весовые и энергетические характеристики 8К72 и 8К73.

(См. таблицу № 3 и таблицу 3А)

5) Основные характеристики траекторий ракет 8К72 и 8К73

(См. таблицу № 4 и справку № 4А).

6) Двигательные установки 8К72 и 8К73.

(См. справку № 5).

У. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПО ХОДУ РАЗРАБОТКИ
ЛУННОЙ РАКЕТЫ.

1) Большой об"ем экспериментальных ракет , связанных с необходимостью экспериментального получения (проверка характеристик всех агрегатов, аппаратуры и элементов конструкции в условиях близких к натурным с целью обеспечения наибольшей надежности достижения Луны при первых пусках.

2) В связи с этим необходимость создания ряда новых, создаваемых впервые, экспериментальных установок и стендов, необходимых для испытания двигательных установок и ракеты в целом в высотных условиях.

3) Чрезвычайно сжатые сроки создания и пуска Лунной ракеты.

В настоящее время наступил решающий этап разработки Лунной ракеты.

Выпущена техническая производственная документация, произведена подготовка производства, начато изготовление узлов и агрегатов Лунной ракеты.

- Широким фронтом идут экспериментально доводочные работы по обработке требуемых характеристик отдельных агрегатов и аппаратуры.
- Начаты стендовые испытания двигателей ракеты 8К72 и 8К73.

- В июле м-це должны быть собраны первые стендовые ракеты, а в августе начаться их стендовые испытания в НИИ-229.
- В настоящее время в НИИ-229 заканчивается проектирование дополнительного стендового оборудования, необходимого для огневых испытаний ракет 8К72 и 8К73.
- Параллельно с этим в ОКБ-1 идет экспериментальная доводка элементов этого оборудования.

Особенно большое значение для этой ракеты имеют следующие экспериментальные работы:

- а) Экспериментальное подтверждение статических и динамических характеристик органов управления в высотных условиях.
- б) Экспериментальное определение эксцентриситета тяги двигателей.
- в) Экспериментальное определение возмущений при разделении головного и центрального блоков.
- г) Стендовая отработка систем наддува баков окислителя и горючего.
- д) Аэродинамические исследования по выявлению "вредного влияния щели между головным и центральным блоками.

- И особо большое значение для этой ракеты имеют всесторонние огневые и холодные стендовые испытания ракеты в комплексе.

Успех всех этих работ зависит прежде всего в организованности всех коллективов, участвующих в разработке Лунной ракеты, в их

См. журнал ЭНЕРГ. КАПИТАЛ

мб. № 2481

аккуратности и ответственности за обеспечение поставок в ОКБ-I их агрегатов и аппаратуры в установленные сроки.

Срыв сроков одним вызовет срыв срока всей работы.

- Мы надеемся, что этого не произойдет и что все участники этой работы справятся со всеми большими трудностями на пути создания Советской Лунной ракеты.

~~Срыв сроков~~

Одновременно разн. виды лба ваг-ра
в 2-х ^{периодах} ~~периодах~~ ^{периодах} рац. [С.У, нуль
и сама
рац. - тер!]

СРД - 5

Зн-р и СРД - 10
Капит. ^{Зн-р} ~~Зн-р~~ рац. все групп
и агрегаты к полету
т.е. ^{Зн-р} ~~Зн-р~~ полету ^{Зн-р} ~~Зн-р~~ публ.

- Это будет надежное!

Основы ЗАМЕЧАНИЯ ЭКСП. КОМИССИИ:

(2) По ГДУ - IO

- I. Обращается внимание на необходимость повышения надежности охлаждения ДМГ (При $+200^{\circ}\text{C}$ - наблюдались 2 случая прогара).

(3) По СУ

- I. Нет разработки наземной и борт.БКС для ГДУ-IO (Из-за задержки ПГСх - ГДУ-IO).
2. Обратить внимание на возмущения при разд. III ступ. на необх. запасов по уст-чи для этого момента.
3. Необходимо эксперим. опред. х-к органов управления. (Подтвержд. теорет. х-к).
4. Жидкое наполнение - перегородка в баках. (Справку д/С.П.).

(1) По Р.

- I. Вихреобразование в "щели". Аэродинамические исследования.
2. Динамич.прочность оценена не до конца.

(4) По к-ру

- I. Об откл. III ст. по сравнению с контейнером (Место установки камеры).

Система радиоконтроля траектории.

Радиотелеметрическая система.

Система терморегулирования.

Аппаратура для обнаружения межпланет.
газообразного вещества.

Аппаратура для измерения радиоактивности Луны.

Аппаратура для регистрации ядер тяжелых элементов.

Аппаратура для измерения магнитного поля Луны.

Система регистрации соударения с микрометеоритами.

Аппаратура для регистрации частиц космического
излучения (один прибор КС-7).

"Вымпел".

Блок испарителей с командным устройством БИ-1
("Комета").

Блок испарителей с командным устройством БИ-2
("Комета").

! 2^й вариант - тителевизионное
и ртз дуплексное.

7

17

NI

НЕСЕКРЕТНО

экз. № 1

Уровень развития техники, достигнутый к настоящему времени, позволяет осуществить полет ракеты к Луне.

В настоящее время имеется возможность осуществить облёт Луны с возвращением к Земле и попадание в Луну.

В обоих случаях на всей траектории (орбите) полёта можно провести комплекс научных исследований космического пространства, а при приближении к Луне, — изучить окрестности Луны и строение её поверхности.

Всё это подготовит необходимые предпосылки для осуществления в недалёком будущем посадки на Луну аппаратов — автоматических станций — для непосредственного исследования физических условий на Луне, изучения состава её пород и недр, а в будущем — создания на Луне промежуточных станций для дальнейшего изучения межпланетного пространства (планет Солнечной системы).

Первые исследования Луны и межпланетного пространства на расстояниях от Земли, достигающих 400000 — 500000 км, создадут также необходимые предпосылки для проникновения в межпланетное пространство (на Луну и планеты) человека.

мб.3/396

Научные исследования, которые предполагаются провести при первых полетах ракет к Луне.

- обнаружение и изучение магнитного поля Луны,
- изучение космического излучения вне магнитного поля Земли, на расстояниях до 400.000 - 500.000 км,
- обнаружение и изучение радиоактивного излучения Луны,
- изучение газовой компоненты межпланетного вещества,
- изучение потоков микрометеоритов в межпланетном пространстве,
- изучение электростатических полей,
- при облёте Луны предусматривается фотографирование невидимой с Земли части поверхности Луны.

Рассмотрение и решение этих исследований, связанных с разработкой ракет, является задачей будущего президента Академии наук СССР.

Технические проблемы, которые должны быть решены при разработке ракеты для полёта к Луне.

Кандидат

I. Создание многоступенчатой ракеты, способной достигнуть второй космической скорости (около 11000 м/сек).

Эта проблема может быть решена созданием на базе двух-ступенчатой ракеты 8K7I, трёхступенчатой ракеты, способной развить необходимую скорость.

- 3 -

В эскизном проекте рассматриваются два варианта трехступенчатой ракеты 8К72 и 8К73. (см. раздел "Описание ракет 8К72 и 8К73).

2. Создание системы управления ракетой на активном участке траектории, которая имела бы высокую точность для обеспечения попадания в Луну и её облёта.

По предварительным данным система управления должна обеспечить в конце активного участка траектории отклонения не превосходящие по скорости $- 2 \pm 3$ м/сек и по углу вектора скорости $- 5 \pm 10$ минут.

Система активной коррекции на пассивном участке траектории в проекте не рассматривалась ввиду большой технической сложности такой системы и ограничения в весовых лимитах, отводимых на аппаратуру системы управления.

3. Разработка научной и измерительной аппаратуры, а также специальных контейнеров, обеспечивающих нормальную работу аппаратуры в условиях космического полёта. Для обеспечения нормальной работы приборов, телеметрической системы и источников питания внутри контейнеров (объектов Е) необходимо обеспечить постоянство давления и тепловой режим в пределах от 0 до 40°C . Для поддержания необходимого давления внутри контейнера он должен быть герметичным, а для обеспечения теплового режима должна быть разработана специальная система терморегулирования.

4. Задача фотографирования поверхности Луны требует создания на борту контейнера специальной системы ориентации и стабилизации контейнера.

5. Для фотографирования поверхности Луны необходимо создание фототелевизионной системы, которая обеспечивает передачу изображений при возвращении контейнера к Земле с расстояний порядка 20.000 ± 30.000 км. Это требует размещение приёмных радиостанций около южного полярного круга. Для приёма на территории СССР необходимо увеличение указанных расстояний до 400.000 км.

6. При полёте к Луне необходимо обеспечить надёжный контроль траектории с целью подтверждения фактов попадания в Луну, или её облёта, и изучения траектории полёта. Для этого необходимо создать систему для связи с объектом на расстояниях до 400.000 км и предусмотреть специальные средства делающие возможными оптические наблюдения.

Полезный груз, размещаемый на ракетах
для полёта к Луне.

Ракета 8К72 достигает скорости, необходимой для полёта к Луне, при весе полезной нагрузки $170^{*)}$ кг, а ракета 8К73 при весе полезной нагрузки $430^{*)}$ кг.

**) без учёта расхода топлива*

— мб.3/396

Полезный груз ракеты для полёта к Луне состоит из двух частей: герметичного контейнера с аппаратурой (объект Е) и контейнера со специальными системами, обеспечивающими оптические наблюдения.

В эскизном проекте рассматриваются четыре варианта контейнера (объекта Е) с различным составом аппаратуры.

I. Объект Е1, весом 170 кг, неориентированный, предназначен для попадания в Луну. Объект представляет собой, отделяемый от III ступени ракеты, герметичный сферический контейнер, заполненный гелием до давления 1,5 ата.

Внутри контейнера расположены:

- система терморегулирования, обеспечивающая непрерывную циркуляцию газа с помощью вентилятора,

- телеметрическая аппаратура, включающая коммутационное устройство, разрабатываемое СКБ-567, и датчики давления и температур,

- радиосистема для контроля траектории и передачи данных телеметрии, разрабатываемая НИИ-385.

Радиосистема работает в диапазоне волн $1,6 \pm 2,5$ м.

Дальность от Земли до объекта измеряется методом активной радиолокации. Импульсный сигнал запроса дальности ретранслируется в виде сигнала дальности и используется на Земле для измерения расстояния "Земля-объект". Начиная с расстояний до Луны 20.000 ± 30.000 км, одновременно с измерением расстояний "Земля-объект", начинает измеряться расстояние "Луна-объект".

Кроме импульсных сигналов бортовой радиопередатчик посылает на Землю непрерывный сигнал мощностью порядка 10 вт. для измерения скорости объекта. Это обуславливает уровень сигнала на Земле порядка всего лишь 0,1 мкв. Приём такого сигнала будет осуществляться на радиоастрономические антенны в г. Семеизе.

Система контроля орбиты обеспечивает измерение углов с точностью порядка 10 минут, расстояний с точностью - 25 ± 30 км, радиальной скорости - 3 ± 5 м/сек.

Научная аппаратура на объекте Е1 включает приборы для изучения:

- космического излучения,
- радиоактивности Луны,
- магнитного поля Луны,
- ядер тяжёлых элементов в космическом излучении,
- газовой компоненты межпланетного вещества.

2. Объект Е2 весом 280 кг, ориентированный, предназначен для фотографирования обратной стороны Луны и для проведения научных экспериментов вблизи Луны. Объект представляет собой герметичный контейнер заполненный гелием до давления 1,5 ата.

Система радиоконтроля траектории и телеметрическая система разрабатывается ОКБ-МЭИ. Головным исполнителем фототелевизионной системы является ВНИИ-380.

Система ориентации объекта работает в два этапа. Сначала объект ориентируется на Солнце, затем солнечная ориентация выключается и объект ориентируется на Луну. Показания датчиков обрабатывает счётно-решающий блок, который подаёт команды на управляющие клапаны исполнительных органов - реактивных двигателей, работающих на сжатом азоте.

Фототелевизионная система состоит из следующих узлов:

а) фотоаппарата с двумя объективами, с фокусным расстоянием - 200мм и 500мм. Это позволяет фотографировать лунную поверхность в большом диапазоне расстояний (35.000 + 150.000км) фотографирование производится на плёнку шириной 35мм.

б) автоматического проявляющего устройства,

в) телевизионного устройства, преобразующего фотографическое изображение на плёнке в электрические импульсы.

Фототелевизионная система производит экспонирование 40 кадров. Полученные на плёнке кадры передаются на Землю по радиолинии.

Для управления системами на объекте установлено бортовое программное устройство.

Научная аппаратура на объекте Е2 включает приборы для изучения:

- магнитного поля Луны,
- газовой компоненты межпланетного вещества,

- ядер тяжёлых элементов в космическом излучении,
- радиоактивности Луны,
- потоков микрометеоритов,
- космического излучения.

На объекте Е2 установлена система терморегулирования, состоящая из следующих элементов:

- вентилятора,
- термодатчика,
- жалюзи, открывающих радиационные поверхности,
- экрана, увеличивающего тепловую инерцию объекта.

3. Объект Е3 - ориентированный объект, предназначен также как и объект Е2, для фотографирования обратной стороны Луны и для проведения научных экспериментов.

Объект имеет следующие особенности по сравнению с объектом Е2:

- система радиоконтроля траектории, передачи изображения и телеметрических данных разрабатывается НИИ-885,
- головным исполнителем фототелевизионной системы является СКБ-567,
- на объекте установлен фотоаппарат с одним объективом, с фокусным расстоянием 750мм,
- отсутствует лунная ориентация,
- применяется система оптического сканирования (система поиска), которая обеспечивает фотографирование всех светил, попавших в поле этой системы (60°).

4. В эскизном проекте рассмотрен также вариант со спец-зарядом (объект Е4).

На объекте устанавливается:

- полный комплект аппаратуры объекта Е1,
- специальное снаряжение (с автоматикой, прибором высотного подрыва и контактно-взрывательными устройствами), которое предназначается для организации взрыва - вспышки на поверхности Луны или на некоторой высоте, что позволит зафиксировать факт попадания ракеты в Луну, и, возможно, определить состав лунных пород при помощи спектрального анализа раскалённых газов, образующихся при взрыве.

Средства, создающие условия для оптических наблюдений.

Для обеспечения оптических наблюдений за полётом необходимо применение особых средств, поскольку непосредственное наблюдение самой ракеты и контейнера будут невозможны. К этим средствам относятся:

- баллон диаметром 30м из терилена толщиной 5 + 10мм с максимально возможной отражательной способностью,
- "искусственная комета", представляющая собой облако натрия или лития, испаренного в космическом пространстве. По расчётам Государственного Астрономического Института имени

Штернберга для фотографирования светящегося облака и регистрации его положения относительно звёзд достаточно испарить 1 кг натрия.

Эти системы не требуют жёсткого теплового режима и поэтому размещаются вне контейнера (объекта Е), на самой ракете. В этом случае вес системы для испарения составляет $6 + 7$ кг. Для обеспечения надёжности предполагается устанавливать не менее 5 кг натрия, что требует для всей системы веса не менее $30 + 35$ кг.

Полёт объектов Е2, Е3, Е4 к Луне может быть осуществлён только при использовании ракеты 8К73. При этом вместе с объектами Е2 и Е3 предусматривается установка баллона и "искусственной кометы".

Полёт объекта Е1 к Луне может быть осуществлён при использовании ракеты 8К72, а также ракеты 8К73. В последнем случае вместе с объектом Е1 предусматривается установка баллона и "искусственной кометы". Если используется ракета 8К72 и будет иметь место резерв полезного груза, то предусматривается установка облегчённого варианта "искусственной кометы".

Ограничения по времени пуска

Полёт ракеты к Луне имеет ту особенность, что невозможно пускать ракету в любое время.

Для обеспечения попадания можно пускать ракету в любые сутки, но в определённый, выдержанный с точностью до 2 ± 3 минут момент.

С точки же зрения максимального веса полезного груза пуск можно осуществлять только в течение 3-х определённых суток каждого месяца. Пуск в другие сутки приведет к резкому уменьшению полезного груза.

В случае применения фототелевизионной системы, устанавливаемой на объекте Е2 для фотографирования обратной стороны Луны, нельзя пускать ракету в декабре, январе и феврале, т.к. при пуске в эти месяцы в поле зрения лунного датчика системы ориентации будет попадать Луна и Земля, и объект не будет ориентироваться на Луну. Для указанной системы наиболее благоприятными месяцами 1958г. являются октябрь и ноябрь.