

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

- I. Цели и задачи
- II. Состав ракетно-космической системы, схема полета
- III. Программа движения и исследований на Луне, основные принципы управления аппаратом Л-2
- IV. Назначение и основные требования к составным частям ракетно-космической системы
- V. Конструктивно-компоновочная схема об"екта Е-8
- VI. Основные бортовые системы и агрегаты об"екта Е-8
- VII. Основные характеристики об"екта Е-8 и бортовых систем
- VIII. Весовая сводка об"екта Е-8
- IX. Краткие требования к конструкции и условия эксплуатации
- X. Наземный пульт телеуправления аппаратом Л-2
- ПРИЛОЖЕНИЕ: I. Общий вид ракетно-космической системы Е-8
2. Общий вид об"екта Е-8
3. Общий вид аппарата Л-2
4. Схема управления аппаратом Л-2 ...

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.														
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

I. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ

Ракетно-космическая система и об"ект Е-8 предназначены для доставки и посадки на поверхность Луны самоходного автоматического аппарата Л-2, который должен обеспечить решение следующих задач:

1. Изучение района Луны в месте предполагаемой высадки первой экспедиции, уточнение физических условий на ее поверхности (механических свойств поверхности, ее температуры, уровня радиации, наличие магнитного поля, уточнение центра гравитации и т.д.) и получение данных, необходимых при составлении селенографических карт исследуемых районов.
2. Выбор посадочно-взлетной площадки для кораблей первой лунной экспедиции по микрорельефу, физическим характеристикам грунта, размерам площадки, уклонам, плотности грунта и т.д.
3. Проведение комплекса научных исследований на поверхности Луны.
4. Визуальное наблюдение за посадкой и взлетом лунных кораблей первых экспедиций с помощью бортовых радиотелевизионных средств аппарата Л-2.
5. Отработка конструкции посадочного устройства и аппаратуры, обеспечивающих мягкую посадку космических аппаратов на поверхность Луны.
6. Отработка элементов конструкции и бортовой аппаратуры самоходных аппаратов для передвижения космонавтов по поверхности Луны.

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр.															
Нормок.															
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата		

Одновременно аппарат Л-2 может быть использован в качестве приводного радиомаяка, а также, в случае необходимости, обеспечить радиооборудование выбранной посадочной площадки специальными радиомаяками.

Кроме того, при возникновении аварийных ситуаций в процессе осуществления первых экспедиций на Луну, аппарат Л-2 может быть использован для перевозки космонавтов на небольшие расстояния.

Управление аппаратом Л-2 при его движении по поверхности Луны осуществляется оператором с наземного пульта телеуправления по изображению пути следования на телевизионном экране данным систем астронавигации и телеметрии.

П. СОСТАВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ, СХЕМА ПОЛЕТА.

Ракетно-космическая система, обеспечивающая доставку на Луну самоходного автоматического аппарата Л-2, собирается на монтажной орбите у Земли и состоит из:

А. Разгонного ракетного блока, обеспечивающего выведение об"екта Е-8 с монтажной орбиты на траекторию полета к Луне.

Б. Об"екта Е-8, в свою очередь состоящего из:

- навесного приборного отсека (НО), сбрасываемого перед стартом с монтажной орбиты;
- стыковочного узла;
- ракетной ступени (РС), обеспечивающей сближение на мон-

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр.															
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

- тажной орбите, доразгон при старте к Луне и коррекцию траектории;
- тормозной ракетной ступени (ТРС), обеспечивающей гашение скорости при подлете к Луне;
- посадочного устройства (ПУ) с юстировочной двигательной установкой (ЮДУ), обеспечивающего "мягкое" прилунение аппарата;
- самоходного автоматического аппарата Л-2;
- исполнительных органов системы управления движением (СУД) - двигателей ориентации (ДО) и системы сближения и стыковки - двигателей причаливания и ориентации (ДПО);
- антенных устройств.

В качестве разгонного ракетного блока используется ракетный блок "М", а в качестве ракетной ступени объекта Е-8 - блок "Н", разрабатываемые для объекта 7К-ПЛК. Из этого же проекта заимствуется схема и аппаратура сближения и стыковки блоков на монтажной орбите.

СХЕМА ПОЛЕТА.

Полет ракетно-космической системы проводится по следующей схеме.

С двух стартовых площадок, расположенных на одном азимуте, стартуют два изделия ИА5ИМ, выводящих на орбиту ИСЗ соответственно объект Е-8 и ракетный блок "М". Задержка во времени старта одного изделия относительно другого выбирается таким образом, чтобы после выведения на монтажную орбиту (МО) объект Е-8 и блок "М" находились в зоне "автоматического сближения".

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Объект Е-8 и блок "М" выводятся на монтажную круговую орбиту с $h_n = h_k = 200 + 210$ км. и наклоном $i = 51,5^\circ$.

Сразу же после выведения на монтажную орбиту начинается сближение объекта Е-8 с блоком "М".

Сближение осуществляется по методу параллельного наведения и возможно при начальном относительном расстоянии до 23 км и начальной относительной скорости до 25 м/сек. При этих условиях энергетические затраты на сближение составляют ~ 153 м/сек. Сближение происходит в течение 45 минут. Затем осуществляется причаливание (~ 20 мин.) объекта Е-8 к блоку "М" и сборка системы на орбите.

После окончания сборки проводится определение параметров орбиты, расчет и передача на борт объекта Е-8 уставок для старта.

Номинальное время полета по монтажной орбите с момента выведения и до момента старта системы к Луне составляет ~ 1 сутки.

В случае аварии при выведении блока "М" или если не будет осуществлена сборка блока "М" с объектом Е-8 по штатной схеме, то возможно использование резервного варианта, согласно которому через сутки выводится резервный блок "М" с которым производится сближение и сборка оставшегося на МО объекта Е-8. При этом для того, чтобы объект в заданное время оказался в заданной точке пространства, необходима коррекция прохождения, требующая по предварительным расчетам импульса ~ 26 м/сек.

Время существования объекта Е-8 на номинальной МО составляет 2,5 суток, однако, вследствие ошибок выведения, это время может уменьшиться до 0,5 суток. Если объект должен находиться на МО более суток, то, наряду с коррекцией прохождения, может потребоваться коррекция поддержания орбиты объекта. Величина корректиру-

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр.															
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

шего импульса для поддержания орбиты объекта Е-8, по предварительным расчетам, составляет ~ 12 м/сек на сутки полета.

Должен быть также рассмотрен второй резервный вариант схемы полета системы, заключающийся в том, что старт системы к Луне в основном и резервном вариантах производится в одно и то же время, т.е. через 2 суток после сборки объекта Е-8 с основным ракетным блоком, и через 1 сутки после сборки с резервным ракетным блоком.

В этом случае необходимо предусматривать коррекцию поддержания монтажной орбиты (величина корректирующего импульса указана выше).

В настоящих основных положениях приведены характеристики ракетно-космической системы без учета возможности использования резервных ракетных блоков.

При полете по монтажной орбите в течение $\sim 85\%$ времени ракетно-космическая система вращается с угловой скоростью $3 \pm 0,5^\circ/\text{сек}$ относительно центра масс, что необходимо для обеспечения температурного режима окислителя блока "М" (перерывы вращения не более 2-х часов каждый).

Перед стартом с М0 производится ориентация комплекса в пространстве с помощью астродатчика и гироскопов программного разворота. При ориентации системы на М0 перед стартом к Луне должна обеспечиваться за один виток видимость Солнца в течение 15 минут с последующей совместной видимостью Солнца и Сириуса в течение не менее 20 минут, либо с последующей совместной видимостью Солнца и Канопуса в течение не менее 20 минут. Угловые ускорения системы при разворотах не более $0,5^\circ/\text{сек}^2$.

После ориентации комплекса для старта последовательно произ-

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

водится стабилизация системы около заданного направления, определение навесного отсека объекта Е-8, включение системы обеспечения запуска (СОЗ) двигателя блока "М", включение двигателя блока "М" и отделение хвостового отсека блока "М". Время от выхода в заданный режим ориентации до запуска двигателей СОЗ не менее 10 минут.

По окончании работы двигателя блока "М" производится разделение об"екта Е-8 и ракетного блока, программный разворот об"екта на 180° за время не более 3-х минут и включение двигательной установки ракетной ступени об"екта Е-8, обеспечивающей его доразгон до скорости, необходимой для выхода на траекторию полета к Луне. При этом угловые скорости разворота не более $3^{\circ}/\text{сек}$, угловые ускорения не более $1^{\circ}/\text{сек}^2$.

Суммарное время активного участка ~ 10 минут (включая трехминутный программный разворот между концом работы двигателя блока "М" и началом работы двигателя РС объекта).

После набора необходимой скорости и окончания работы двигательной установки РС об"екта Е-8 начинается пассивный участок траектории, который должен удовлетворять следующим требованиям:

1. Обеспечивать продолжительность полета до Луны от 3-х до 4,5 суток и посадку об"екта в район, ограниченный координатами:
 - по широте $\pm 10^0$;
 - по долготе от 10^0 в.д. до 60^0 в.д.
2. Обеспечивать видимость об"екта Е-8 в момент проведения коррекции траектории.
3. Обеспечивать продолжительность видимости об"екта с различных ИП-ов СССР в течение 2,5-10 часов каждые сутки.

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

4. Обеспечивать видимость об"екта в момент посадки на Луну с ИП-10 (г.Симферополь).

При полете по траектории производится измерение параметров траектории, определение и ввод в аппаратуру об"екта уставок на коррекцию траектории, проведение сеансов связи с Землей.

На участках траектории, свободных от проведения сеансов астро-ориентации, коррекции и связи для обеспечения подзарядки буферной батареи осуществляется ориентация плоскости солнечной батареи на Солнце. Точность ориентации $\pm 10^0$.

Предварительное значение характеристической скорости для коррекции $\sim 80 \pm 120$ м/сек. Производится коррекция двигательной установкой РС об"екта Е-8.

При подлете к Луне (перед началом подготовки к торможению) производится отделение ракетной ступени. Затем, на этапе предварительной ориентации осуществляется поиск Солнца и звезды, по которым система астронавигации обеспечивает выставление осей об"екта Е-8 в заданном направлении с точностью не хуже $10'$.

Примечание: В качестве одного из светил может использоваться Луна.

Данное направление запоминается бортовыми гиросприборами. На высоте 100 ± 75 км. над поверхностью Луны по сигналу радиовысотомера включается двигатель ТРС, обеспечивающий к высоте ~ 5 км (участок "автономного торможения") выполнение заданной программы тангажа с ошибкой по кажущейся скорости $\pm 2,5$ м/сек. С высоты 5 км начинается участок "активного торможения". При этом работает высотомер, измеряющий действительные значения h , h' , V_y и V_z .

К высоте 100 ± 150 м. обеспечивается $V_y = V_z = 1$ м/сек,

К/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.														
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

а $\dot{h} = 0 \pm 2$ м/сек. На указанной высоте происходит отделение ТРС и начинается свободное падение объекта Е-8. (Стабилизация осуществляется посредством сопел системы ориентации).

На высоте 4+5 метров, по команде контактного датчика, установленного на конце специального "щупа", включается пороховой юстировочный двигатель, обеспечивающий гашение скорости свободного падения.

Примечание: I. Описанная схема посадки подробно разобрана в отчете ОКБ-1 инв. № 0/4322с.

2. В случае невозможности выполнения необходимых требований по точности аппаратуры посадки, выключение двигателя и отделение ТРС может происходить на высоте 1+3 км, а дальнейший спуск осуществляется на жидкостной юстировочной установке.

3. Схема полета и посадки объекта Е-8 на поверхность Луны может быть изменена в процессе дальнейшей проработки. В том числе должна быть рассмотрена возможность применения замкнутой системы регулирования скорости до момента касания поверхности Луны.

III. ПРОГРАММА ДВИЖЕНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЙ НА ЛУНЕ. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УПРАВЛЕНИЯ АППАРАТОМ Л-2.

После прилунения объекта Е-8 производится первый сеанс измерений и связи:

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.														
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

- включается по команде программно-временного устройства (ПВУ) или с Земли необходимая бортовая аппаратура;
- осуществляется поиск Земли и Солнца, наведение приемопередающей антенны "СМ" диапазона на Землю, проверка наличия связи с командным пунктом (КП) Земли;
- производится астропривязка места посадки к селенографическим координатам (с ошибкой 2 ± 4 км) и привязка к местной гравитационной вертикали;
- осуществляется панорамная съемка места посадки объекта с передачей изображения на Землю;
- проводятся измерения и исследования ряда свойств Луны в месте посадки (температуры, уровня радиации, наличие магнитного поля и др.);
- проверяется работоспособность самоходного шасси.

Затем, по командам с Земли, происходит отделение аппарата от посадочного устройства и съезд его на поверхность Луны.

После этого, для выполнения основных задач, управляемый с наземного КП по радиотелевизионной линии, аппарат Л-2 начинает движение по заданному азимуту с периодическими остановками на 15 ± 20 минут для проведения сеанса исследований физических свойств лунной поверхности (в соответствии с описанной ниже программой), передачи панорамы местности и определения селенографических координат. Во время движения аппарата проводятся гипсометрические разрезы исследуемых районов.

Время работы аппарата Л-2 в режиме движения ограничивается возможностями системы энергоснабжения, использующей в качестве ге-

К/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

нератора энергии солнечную батарею, и составляет 4-8 часов из каждый 24 часов "лунного дня".

В течение "лунного дня" возможны также остановки аппарата на несколько суток (при корректировке программы, работе с другими об"ектами и т.д.). Во время остановки производится подзарядка буферных батарей и проводятся научные исследования с записью поступающей информации в запоминающем устройстве. При этом бортовая аппаратура работает в "дневном" дежурном режиме.

При остановке на время захода Солнца ("лунная ночь") бортовая аппаратура переключается на "ночной" дежурный режим (отключаются все системы, кроме расположенных в термостатированном отсеке). При этом одно полукольцо солнечной батареи поднимается в крайнее вертикальное положение, а аппарат с помощью самоходного шасси разворачивается по азимуту так, чтобы плоскость полукольца была ориентирована нормально на точку восхода Солнца.

Примечание. В случае использования в качестве генератора электроэнергии изотопного генератора возникает возможность продолжать движение и "лунной ночью". При этом программа работы аппарата Л-2 на Луне должна быть в значительной мере изменена и дополнена.

В случае необходимости аппарат Л-2 может быть использован для расстановки специальных приводных радиомаяков, обеспечивающих посадку на выбранную площадку кораблей первых лунных экспедиций.

Управление аппаратом, как уже указывалось, осуществляется с наземного пункта.

Оператор на основании анализа телевизионного изображения участка лунной поверхности, по которой движется аппарат Л-2,

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр															
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

сер. сер.
Взамен
Инв. № подлин.
Подпись и дата
Взамен инв. № дубл.
Подпись и дата

Время работы аппарата Л-2 на поверхности Луны 3-6 месяцев.

Программа научных исследований, проводимая с помощью аппарата Л-2, утверждена Председателем МНТС по КИ ~~АН СССР~~ *АН СССР* и Главным конструктором ОКБ-1 МОМ (инв.П-1063-3) и предусматривает:

1. Панорамную телевизионную с"емку микрорельефа лунной поверхности, проводимую с помощью бортовой телевизионной системы (разрешающая способность системы до 2' при длиннофокусном объективе и числе строк 400+625).
2. Изучение механических характеристик лунного грунта с целью определения его прочностных и тягово-сцепных качеств и проходимости движителя с помощью комбинированного грунтомера, разрабатываемого ВНИИ-100 МОП.
3. Исследование магнитных и электрических свойств лунной поверхности. (Разработчик прибора - ИЗМИР АН СССР).
4. Измерение величины ускорения силы тяжести на поверхности Луны

K/M 3478

[illegible]

и направления на центр гравитации. (Разработчик прибора - ГАИШ МГУ).

5. Исследование радиоактивности и химического состава пород лунной поверхности. (Разработчик аппаратуры - Институт геохимии АН СССР).
6. Исследование космических лучей и уровня радиации. (Разработчик прибора - НИИЯФ МГУ).

IV. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К СОСТАВНЫМ ЧАСТЯМ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ.

A. Разгонный ракетный блок (блок "М").

I. Ракетный блок "М" с однократным запуском двигателя предназначен для разгона объекта Е-8 в направлении Луны и состоит из следующих основных элементов:

- блока баков (сферического бака окислителя и торового бака горючего);
- двигателя ИД58 тягой 8,5 т и удельной тягой 349 ед.;
- пассивного стыковочного узла;
- сбрасываемого хвостового отсека, на котором располагаются:

1) система обеспечения запуска двигателя в невесомости (СОЗ), включающая в свой состав два твердотопливных двигателя (прорабатывается вариант СОЗ, использующий Ду с ЖРД) и систему стабилизации космической системы при работе порохных двигателей;

2) Элементы системы обеспечения сборки системы на M_0 , а именно:

а) радиоблок аппаратуры "Игла" и управляющий блок системы

к/м 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись дата

СУД, обеспечивающие управление ориентацией блока "М" в процессе сближения и стыковки с объектом Е-8;

- б) аппаратура коммутации;
- в) аппаратура телеметрии;
- г) источники тока;
- д) бортовая кабельная сеть и фидерные устройства;
- е) система исполнительных органов ориентации с запасами рабочего тела.

Кроме того, снаружи хвостового отсека устанавливаются антенны аппаратуры "Игла" передатчика радиотелеметрической системы.

Хвостовой отсек негерметичен. Аппаратура, располагающаяся в нем, должна быть рассчитана на работу в условиях космического вакуума. Тепловой режим аппаратуры должен обеспечиваться путем контактного отвода тепла с приборов на элементы конструкции хвостового отсека с последующим излучением в космическое пространство.

Прорабатывается вопрос об объединении исполнительных органов и запасов рабочего тела систем ориентации блока "М" при сборке, ориентации ракетно-космической системы на орбите и стабилизации ракетно-космической системы на участке запуска.

2. Полный вес заправленного блока "М" в состоянии его выведения на МО не должен превышать 7600 кг, включая переходной отсек для связи с носителем.

3. Вес сбрасываемого отсека вместе с системами, располагающимися на нем, составляет не более 600 кг, в том числе вес элементов системы обеспечения сборки ракетно-космической системы на орбите не более 200 кг.

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр.															
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Подпись и дата

Взамен инв. № инв. № дубл.

Подпись и дата

Инв. № подлин.

сер. сер.

Взамен

по

4. В качестве основных компонентов топлива используются:

- окислитель - жидкий кислород;
- горючее - РГ-1.

Предусматривается возможность использования горючего ИОХ-3 вместо РГ-1.

5. Управление по каналам тангажа и рыскания при работе двигателя осуществляется качанием камеры в кардановом подвесе на угол $\pm 3^\circ$, по каналу крена - двумя качающимися соплами с суммарной тягой 7 кг, работающими на газе от преднасоса. Угол качания сопел $\pm 45^\circ$.

6. Наддув баков блока "М" производится:

- окислителя - газовой смесью испаренного кислорода с температурой $t = +100 \div +300^\circ\text{C}$ и гелия с $t \approx -183^\circ\text{C}$ (температура верхнего днища бака составит при этом не более $+150^\circ\text{C}$);
- горючего - газообразным подогретым гелием с температурой $t = \pm 30^\circ\text{C}$.

Баллоны с газообразным гелием размещаются в баке окислителя.

Прорабатывается вопрос о возможности применения на блоке "М" смесевой системы наддува бака окислителя с "холодным" газификатором кислорода.

7. Топливные баки блока "М" покрываются теплоизоляцией, обеспечивающей температурный режим компонентов в допустимых пределах. Теплоизоляция не включает элементы, требующие проведения с ней дополнительных операций на старте и в полете.

К/М 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Время нахождения блока "М" в заправленном состоянии в составе носителя на стартовой позиции не более 4х часов (без применения термостатирования). За 30 минут до пуска производится дозаправка бака окислителя.

Блок должен допускать повторную заправку компонентами.

- окислителя - $182,5 \pm 0,5^{\circ}\text{C}$;
- горючего $+15 \pm 5^{\circ}\text{C}$.

- по окислителю - не более 2 °/час (при закрытом ДНК);
- по горючему - от -1°/час до +0,5 °/час.

Допустимый прогрев компонентов на МО:

- по окислителю - $0,5 \pm 0,2^0$ /сутки;
- по горючему - 2 ± 2^0 /сутки.

Охлаждение горючего на МО не допускается.

II. Количество компонентов в топливных баках в полете не контролируется.

12. Для агрегатов двигателя, электропневматики ДУ и баллонов,

K/M 3478

К/М 3478														
Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

13. Питание электропневмоавтоматики ДУ производится постоянным током напряжением 27_{-4}^{+7} вольт (на клеммах автоматики).

14. Баллоны, расположенные вне топливных баков, заправляются гелием и азотом на технической позиции.

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

- рассогласование блоков по крену $\pm 15^\circ$;

- относительная скорость блоков:

линейная - $V_x = 0,1 \pm 0,6$ м/сек; $V_{y,z} \leq 0,1$ м/сек;
угловая - не более $0,7^\circ$ /сек.

2. После стыковки обеспечивать:

- перекося осей блоков - не более 3° ;
- эксцентриситет блоков - не более 2 мм;
- жесткость стыка - не менее $8 \cdot 10^6$ кгм²

В связи с необходимостью стыковки непосредственно после выведения на МО, на активном участке механизм стыковки находится в рабочем положении (штанга выдвинута). После выключения двигателя блока "М" на участке разгона с МО к Луне стыковочный узел вместе с блоком "М" отделяются от объекта Е-8.

§ 3. Ракетная ступень объекта Е-8

1. Ракетная ступень входит в состав объекта Е-8 и обеспечивает энергетикой сближение с блоком "М" на монтажной орбите, до-разгон при старте к Луне и коррекцию траектории полета объекта.

В качестве ракетной ступени /РС/ используется ракетный блок "Н" космического корабля 7К-ПЛК с соответствующими доработками, определяемыми особенностями его работы и конструктивной завязки в составе объекта Е-8.

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

2. В состав блока "Н" входят:

- Топливный отсек.
- Блок жидкостных ракетных двигателей, включающий сближающе-корректирующий (СКД) и разгонный (РД) двигатели.

СКД - однокамерный ракетный двигатель, многократного (до 35-ти раз) включения, с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, с поворотными соплами управления. Эффективная тяга двигателя 410 кг, эффективная удельная тяга 292 ед. при суммарной тяге сопел управления 17 кг и наклонении их на 45° .

РД - двухкамерный ракетный двигатель однократного включения, с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, с поворотными соплами управления. Тяга двигателя 3,3 т., удельная тяга 314 ед. при суммарной тяге сопел управления 100 кг или 318 ед. при тяге сопел управления 50 кг.

Прорабатывается возможность взаимного дублирования РД и СКД в аварийных ситуациях на участках разгона и кор- рекций.

- Система наддува баков гелием.
- Привод РКС системы управления и бортовая кабельная сеть. Аппаратура РКС располагается в приборном контейнере аппарата Л-2.
- Элементы системы телеизмерений, включающие датчики и БКС.

K/M 3478

Состав.													
Иач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Примечание: количество компонентов в топливных баках не контролируется.

3. Компоненты топлива и газ наддува блока "Н":

- окислитель - азотный тетраксид /АТ/ ;
- горючее - несимметричный диметилгидрацин /НДМГ/;
- газ наддува - гелий.

4. Исполнительными органами управления и стабилизации при работе РД и СКД (на участке коррекции) являются поворотные сопла, работающие на газе ТНА. На участке сближения (при работе СКД) стабилизация об"екта осуществляется средствами ДПО об"екта Е-8.

Примечание: Прорабатывается возможность стабилизации на участке коррекции (при работе СКД) средствами ДО об"екта Е-8 и, соответственно, исключения сопел управления в составе СКД, а также, возможность снижения тяги сопел управления на РД до минимального значения (со 100 кг до ~ 50кг).

5. Система СТР должна обеспечить в течение всего времени пребывания ракетной ступени в космическом пространстве температурный диапазон компонентов топлива $+5^{\circ}\text{C}$ $+25^{\circ}\text{C}$ с предельной разницей температуры горючего и окислителя не более 5° с учетом воздействия остаточного тепла после выключения двигателей.

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

6. Заправка топливных баков и баллонов системы наддува блока "Н", а также слив компонентов топлива производится на заправочной станции в горизонтальном положении.

7. Системы блока и его двигатели не требуют поднастройки или регулирования в процессе хранения и при выполнении монтажных и подготовительных работ на ТП и СП.

8. Блок "Н" позволяет производить его замену в составе объекта "Е-8" до ТП включительно (при удовлетворении балансировочных требований).

Балансировка на объекте предусматривается путем смещения ракетной ступени (блока "Н") относительно остальной части объекта Е-8, что обеспечивается конструкцией стыков и технологией сборки.

9. В составе объекта заправленная ракетная ступень может храниться на ТП и СП сроком до I-го месяца.

10. Перед выводением на монтажную орбиту температура компонентов должна находиться в пределах $+5^{\circ}\text{C} \div +25^{\circ}\text{C}$.

§ 4. Тормозная ракетная ступень (TRC)

1. Тормозная ракетная ступень предназначена для торможения объекта Е-8 при подлете к Луне.

2. В состав TRC входят:

- Топливный отсек.
- Жидкостной ракетный двигатель. В качестве двигателя используется ЖРД с 3-х разовым запуском, разрабатывае-

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.														
			изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата		

мый для блока "Е" комплекса Л-3. Двигатель имеет два режима работы:

- а) тяга двигателя 2000 кг^{+10%} при удельной тяге 317 ед.;
- б) тяга двигателя 800 кг с регулированием в диапазоне +300 кг при удельной тяге 280 ед.

- Система наддува баков, включающая баллоны и арматуру.
- Элементы системы телеизмерений, включающие датчики и БКС.

3. Компоненты топлива ТРС:

- окислитель - азотный тетраксид (АТ);
- горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМТ).

4. Управление и стабилизация об"екта Е-8 при работе двигателя
ТРС осуществляется

5. Требования к температурным условиям топливных компонентов ТРС аналогичны требованиям, указанным на ракетную ступень объекта Е-8 (см. гл.IV § 3 п.5).

6. Количество компонентов топлива в баках в полете не контролируется.

§ 5. Посадочное устройство

Посадочное устройство предназначено для обеспечения "мягкой" посадки аппарата Л-2 непосредственно на поверхность Луны.

K/M 3478

[illegible]

В состав посадочного устройства входит силовая платформа с механизмами крепления самоходного аппарата Л-2, амортизационные устройства, юстировочная двигательная установка (ЮДУ) и система двигателей ориентации (ДО).

В качестве двигателей ЮДУ возможно использование как жидкостного, так и порохового двигателей. Выбор того или иного типа двигателей зависит от принятой схемы торможения и посадки об"екта Е-8 на поверхность Луны.

Характеристики жидкостного ЮДУ (предварительные):

- окислитель - АК-27 (или АТ);
- горючее - НДМГ;
- тяга - 120 кг \pm 10%;
- удельная тяга т 290-300 ед.;
- общее время работы - до 100 сек.;
- число включений - до 10.

Характеристики порохового ЮДУ (предварительные):

- тяга - 4500÷5000 кг;
- удельная тяга - 200÷220 в.д.;
- общее время работы - 0,35 сек.;
- число включений - I.

В качестве компонентов ДО используется перекись водорода. Характеристики ДО определяются в процессе подготовки исходных данных и эскизного проектирования.

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Амортизатор посадочного устройства должен обеспечивать заданные величины перегрузок при посадке ($n_x \leq 5$; $n_{\text{бок}} \leq 1,5$) при следующих условиях в момент первого касания Луны:

$V_{\text{дог}}$ - до 2 м/сек;

вертикальной оси объекта
от нормали к поверхности - до 50° ;

отклонение плоскости посадочной
площадки от горизонтали — до 15° .

- уклон площадки в направлении движения аппарата (относительно лунной поверхности) - 10^0 ;
- уклон площадки в боковом направлении - 10^0 ;
- превышение плоскости с"езда над грунтом (в направлении с"езда) - 100 мм.

§ 6. Самоходный аппарат Л-2

Конструктивно самоходный автоматический аппарат Л-2 состоит из следующих основных частей:

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

- В нижней части приборного контейнера монтируется специальный термостатированный отсек, в котором размещаются химические источники тока и часть бортовой аппаратуры, работающая в течение "лунной ночи".

Система управления движением (СУД) создается на базе СОУД корабля 7К-ПЛК комплекса Л-1 и предназначена для:

- управления движением об"екта Е-8 и всей ракетно-космической системы (после сборки) вокруг центра масс при астроориентации, закрутке, ориентации об"екта на Луну и Солнце, сближении и причаливании;
- управления работой двигательных установок и стабилизации об"екта Е-8 и всей системы во время работы двигательных установок на участках сближения, причаливания, разгона к Луне, коррекции, торможения у Луны и юстировочного спуска (после выключения ТРС).

В состав СУД входят приборы, размещаемые в навесном отсеке и приборном контейнере аппарата Л-2.

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

В момент стыковки СУД должна обеспечивать:

- относительные скорости сближения: продольная $0,1 \pm 0,6$ м/сек, боковая не более $0,1$ м/сек;
- эксцентриситет стыковочных узлов объекта Е-8 и блока "М" - не более $0,4$ м;
- углы между продольными осями объектов не более 7^0 , угол крена не более 15^0 ;
- относительную угловую скорость не более $0,7^0$ /сек.

Для обеспечения поиска блока "М" на МО и измерения параметров относительного движения объекта Е-8 и блока "М" используется радиосистема типа "Игла".

На участке торможения СУД должна обеспечивать выключение двигателя ТРС при выполнении следующих параметров в момент выключения:

$$H = 3 \text{ KM};$$

$$V_{\text{деп.}} = 0.100 \text{ м/сек};$$

$$V_{\text{доп}} = 0.25 \text{ м/сек.}$$

x)

На участке юстировочного спуска СУД должна обеспечивать путем управления работой ЮДУ к моменту касания поверхности Луны следующие параметры движения об"екта Е-8:

$$V_{\text{берт.}} = 5 \text{ м/сек};$$

$V_{\text{доп.}}$ 1,0 м/сек;

отклонение вертикальной оси об"екта от нормали к поверхности не более 5° при угловой скорости до $3^{\circ}/\text{сек.}$

х) Данные указаны для варианта посадки с жидкостным ЮДУ.
Для варианта с пороховым ЮДУ соответственно:

$$H = 0,08 \pm 0,15 \text{ км};$$

$$V_{\text{пер}} = 0,2 \text{ м/сек};$$

$$V_{\text{верт.}} = 0 \pm 1 \text{ м/сек.}$$

K/M 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Управление работой приводов, включение и выключение клапанов и прочей аппаратуры исполнительных органов осуществляется по командам СУД, ПВУ и КРЛ.

Примечание: Должен быть проработан вопрос о возможности объединения функций СУД и системы навигации на поверхности Луны в части аппаратуры управления и чувствительных элементов.

Радиотелевизионный комплекс.

Радиокомплекс предназначен для связи аппарата с командным пунктом Земли и обеспечивает решение следующих задач:

- контроль параметров движения объекта;
- прием на борту объекта разовых команд и программ управления бортовой аппаратурой на всех участках полета и разовых команд управления движением аппаратом Л-2 по поверхности;
- прием на борту установочных данных для коррекции траектории полета к Луне, монтажной орбиты, а также для старта к Луне;
- передачу с борта телеметрической информации в сеансах радиосвязи;
- передачу с борта телевизионного изображения с поверхности Луны;
- передачу с борта значений углов, измеряемых системой навигации на поверхности Луны в сеансах определения координат;
- запоминания на борту телеметрической информации в период отсутствия радиосвязи и "лунной ночью", с целью воспроизведения ее в сеансах радиосвязи;

к/м 3478

по
сер.
сер.
Взамен
Инв. № подлин.
Подпись и дата
Взамен инв. № Инв. № дубл.
Подпись и дата

Состав.															
Нач. бр															
Нормок.															
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата		

- | | | | | | | | | | | | | | |
|----------|--|--|--|------|------|----------|---------|------|------|------|----------|---------|------|
| Состав. | | | | | | | | | | | | | |
| Нач. бр. | | | | | | | | | | | | | |
| Нормок. | | | | изм. | кол. | № докум. | Подпись | дата | изм. | кол. | № докум. | Подпись | дата |

В сеансах радиовидимости в течение "лучного дня" осуществляется непосредственная передача информации в соответствии с программой без ее запоминания на борту. Определенная часть измеряемых параметров на Земле оперативно расшифровывается и выдается на пульт оператора, управляющего движением аппарата.

При отсутствии радиосвязи информация накапливается в запоминающем устройстве, а затем воспроизводится и передается на Землю в ближайшем сеансе радиосвязи.

Точность передачи информации - 1%.

Скорость передачи информации и объем памяти запоминающего устройства уточняются в процессе работы.

Число разовых команд — не менее 100.

Программно-временное устройство /ПВУ/

ПВУ предназначается для управления работой бортовых систем и агрегатов об"екта Е-8 на всех участках полета и на Луне путем подачи команд управления в соответствии с временными программами, как введенными на Земле до старта, так и принятых по радиолинии во время сеансов связи.

Количество программ управления и их об"ем уточняется в процессе работы.

Стабильность счета времени ПВУ - не хуже 10^{-5} .

K/M 3478-

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Система астронавигации на поверхности Луны.

Система астронавигации аппарата Л-2 должна обеспечивать:

- периодическое измерение углов между местной вертикалью и направлением на Солнце и Землю с целью определения соленографических координат аппарата на поверхности Луны;
- периодическое измерение углов на отдельные ориентиры относительно продольной оси аппарата;
- постоянное (в процессе движения аппарата) определение направления на Землю с целью управления наведением диаграммы радиодантенны;
- постоянное определение азимута движения аппарата;
- измерение углов крена и дифферента аппарата в процессе движения;
- определение азимутов уклонов.

Зеркально-оптическое устройство системы используется телевизионной системой и обеспечивает:

- осмотр пути следования аппарата с дальностью от 3м до 50 м;
- осмотр круговой панорамы местности с дальностью от 3 м до видимого горизонта;
- наблюдение за процессом посадки и взлета кораблей первых лунных экспедиций.

Примечание: Должен быть проработан вопрос о необходимости применения стереоскопии при осмотре пути следования.

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Подпись и дата

Взамен инв. № дубл.

Подпись и дата

Инв. № подлин.

сер. сер.

Взамен

с по

В состав системы входят:

- астронавигационный купол с размещенными внутри него зеркально-оптическим устройством;
- устройство измерения крена (креномер);
- датчик Земли;
- ИК - датчик для наведения по факелу тормозного двигателя корабля лунной экспедиции.

Система обеспечивает обзор с двумя фиксированными углами зрения - 5° и 60° . Разрешающая способность зеркально-оптического устройства $0,5'$ (при угле зрения 5°).

При наблюдении за процессом посадки и взлета кораблей лунной экспедиции система обеспечивает слежение за ними с углом зрения 5° ; скорость перемещения оптической оси в вертикальной плоскости до $5^{\circ}/\text{сек}$.

Точность измерения углов на светила и визирования ориентиров - $2'$.

В процессе обзора местности в поле зрения могут вводиться различные светофильтры для проведения научных исследований.

Управление системой осуществляется по командам КРЛ и ПВУ.

Система управления бортовой аппаратурой.

Система по командам КРЛ и ПВУ обеспечивает:

- управление бортовыми системами объекта Е-8;
- управление механизмами и силовыми электрическими приводами;
- управление движением аппарата Л-2 по командам аппаратуры автономного управления движением;

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Подпись и дата

Взамен инв. № дубл. № инв. № дубл.

Подпись и дата

Инв. № подлин.

сер. сер.

Взамен

с по

- управление приводами солнечной батареи и направленной антенны по командам системы астронавигации.

В состав системы входит также аппаратура автономного управления движением, осуществляющая:

- контроль за курсовой устойчивостью аппарата Л-2 при движении по заданному азимуту;
- предупреждение аварий аппарата при приближении к непреодолимым препятствиям;
- возврат аппарата в зону радиовидимости при заходе его в радиотень по данным блока памяти пути следования и датчиков анализатора препятствий.

Система терморегулирования /СТР/

СТР предназначена для обеспечения температурного режима объекта Е-8 на всех участках полета и аппарата Л-2 при его работе на поверхности Луны.

В состав СТР входят:

- автоматика и исполнительные органы активного терморегулирования;
- конструктивные средства пассивного терморегулирования (термостатирование).

Активное терморегулирование осуществляется при помощи газогидравлического контура, включающего в себя:

- излучательный радиатор;
- замкнутый гидравлический контур с насосом, компенсатором, запорными и дренажными клапанами и датчиками температуры;

к/м 3478

с по	сер. сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. №	Инв. № дубл.	Подпись и дата																																									
<table border="1"> <tr> <td>Состав.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Нач. бр</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Нормок.</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td>изм.</td> <td>кол.</td> <td>№ докум.</td> <td>Подпись</td> <td>дата</td> <td>изм.</td> <td>кол.</td> <td>№ докум.</td> <td>Подпись</td> <td>дата</td> </tr> </table>								Состав.													Нач. бр													Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата
Состав.																																																
Нач. бр																																																
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата																																		

- K/M 3478

[illegible]

В качестве генератора электроэнергии используется солнечная батарея, выполненная в виде двух плоских полуколец, наружная поверхность которых покрыта фотоэлементами из арсенида галлия. Эффективная площадь солнечной батареи $\sim 3 \text{ м}^2$.

При остановках "лунным днем" одно полукольцо, по команде подаваемой с Земли или от системы управления бортовой аппаратурой, ориентируется на Солнце. Разворот по азимуту при этом обеспечивается самоходным шасси. Точность ориентации $\pm 5^{\circ}$.

Примечание: Солнечная батарея обеспечивает подзарядку буферных батарей об"екта на протяжении всего полета об"екта Е-8.

В качестве буферной батареи могут быть использованы как серебрянно-цинковые, так и кадмий-никелевые батареи. Выбор того или иного типа зависит от предполагаемого ресурса аппарата Л-2. При ресурсе до 3-х месяцев можно ограничиться одним комплектом серебрянно-цинковых батарей, при ресурсе до 6-ти месяцев необходимо применение двух комплектов (один резервный) указанных батарей. При ресурсе аппарата свыше 6-ти месяцев необходимо применять кадмий-никелевые батареи. (При этом необходимо учитывать, что удельные весовые характеристики последних почти в три раза хуже).

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

С целью обеспечения сохранности буферных батарей в течение "лучной ночи" они располагаются в термостатированном отсеке.

Буферная батарея обеспечивает питание бортовой аппаратуры во время пиковых нагрузок, а также в течение "лунной ночи".

При работе аппарата Л-2 на Луне система энергопитания должна обеспечивать следующие режимы работы аппаратуры:

1. В течение "лунного дня" (I2+I4 суток) осуществляются сеансы движения аппарата и связи с Землей (продолжительностью 4÷8 часов один раз в сутки) со средним потреблением ~ 550 вт (пиковое до I500 вт).
2. В течение "лунной ночи" (I4+I6 суток) среднее потребление составляет 4÷6 вт.

Программа работы аппарата Л-2 на Луне должна строиться таким образом, чтобы к началу режима "лунная ночь" буферная батарея была заряжена полностью.

Примечание: Прорабатывается возможность использования в качестве генератора электроэнергии изотопного генератора. Применение последнего позволит значительно расширить программу работы аппарата Л-2 на Луне, в том числе позволит продолжать движение аппарата в течение "лунной ночи". С другой стороны, применение изотопного генератора потребует пересмотра конструктивных решений ряда узлов и систем и, в первую очередь, системы терморегулирования.

к/м 3478

сер. сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № Инв. № дубл.	Подпись и дата

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Научная аппаратура

Научная аппаратура предназначена для проведения научных исследований на поверхности Луны в процессе работы аппарата Л-2 и обеспечивает выполнение программы, указанной в главе III.

Самоходное шасси

Самоходное шасси предназначено для обеспечения движения аппарата Л-2 по поверхности Луны.

В состав шасси входят:

- ходовая часть;
- электроприводы, расположенные на ходовой части;
- аппаратура управления, расположенная в приборном контейнере;
- узлы крепления шасси к приборному контейнеру;
- механический тормоз;
- устройство замера прочности и плотности грунта.

Ходовая часть прорабатывается в двух вариантах: колесном и гусеничном. В настоящее время в качестве основного выбран гусеничный вариант.

Тяговый электропривод шасси обеспечивает ступенчатое регулирование скорости движения аппарата в пределах 0-1,5 км/час; нерегулируемые по скорости режимы движения "форсаж", разворота влево и вправо, эффективное торможение и реверс.

Номинальная мощность, потребляемая электроприводом во время движения 200-250 вт, в режиме "форсаж-I" до 500 вт в течение одного часа, в режиме "форсаж-II" до 1000 вт в течение 10 минут.

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.														
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

- 1) "Движение вперед".
- 2) "Движение назад".
- 3) "Стоп".
- 4) "Тормоз".
- 5) "Поворот влево".
- 6) "Поворот вправо".
- 7) "Скорость 0,5 км/час".
- 8) "Скорость I км/час".
- 9) "Скорость I,5 км/час".
- 10) "Форсаж I".
- 11) "Форсаж II".

Конструкция шасси позволяет производить замер проходимых расстояний с точностью 1% и обеспечивает аппарату возможность преодолевать вертикальную стенку высотой до 250 мм, ров шириной 650 мм, подъем с углом 25° . Аппарат статически устойчив на подъемах и спусках с углом 30° при одновременном крене до 30° .

Ресурс работы шасси должен обеспечивать безремонтный пробег до 1500 км при времени безаварийной работы 4-6 месяцев.

Примечание: Должен быть проработан вопрос об кратковременном увеличении скорости движения аппарата до 4+6 км/час с потреблением необходимой мощности. При этом безремонтный пробег аппарата 50 км, управление движением аппарата может осуществляться космонавтом со специального выносного пульта.

К/М. 3478

К/М-3478											
Состав.											
Нач. бр.											
Нормок.			изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись дата

У. КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВочная СХЕМА ОБЪЕКТА Е-8

Объект Е-8 выполнен в виде многоступенчатого ракетного блока, несущего в качестве полезного груза специальное посадочное устройство (ПУ) с установленным на нем самоходным автоматическим аппаратом Л-2.

На объекте Е-8 установлена аппаратура и исполнительные органы, позволяющие осуществить обнаружение разгонного ракетного блока (блок "М"), сближение с ним и стыковку на орбите спутника Земли.

Выбранная схема объекта Е-8 позволяет использовать ряд готовых блоков и агрегатов.

Конструктивно объект Е-8 состоит из следующих частей.

1. Навесного приборного отсека.
2. Стыковочного узла.
3. Ракетной ступени сближения, до-разгона и коррекции.
4. Тормозной ракетной ступени.
5. Посадочного устройства с юстировочной двигательной установкой.
6. Самоходного автоматического аппарата Л-2.
7. Антенных устройств.
8. Исполнительных органов ДО и ДПО.

1. Навесной отсек конструктивно состоит из торового герметичного тонкостенного приборного контейнера и переходной трубчатой жесткой фермы.

В приборном контейнере поддерживаются необходимые для нормальной работы аппаратуры ^{Условия} окружающей среды (температура, давление и влажность газа).

к/м3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

На переходной ферме НО смонтированы агрегаты системы ДЮ (блока двигателей ориентации и причаливания).

- опорной переходной фермы,
- механизма стыковки.

Опорная ферма соединяется узлами крепления с фермой крепления аппарата Л-2 в районе кольцевого силового шпангоута аппарата. Свободным кольцевым шпангоутом опорная ферма стыкуется при осуществлении операции стыковки с ответной частью пассивного стыковочного узла, установленного на блоке "М".

Механизм стыковки состоит из жестко закрепленного на опорной переходной ферме корпуса с электроприводом и подвижной штанги совместно с амортизаторами, рычагами выравнивания, механизмами запираения и контактными датчиками, обеспечивающими контроль взаимного положения активного и пассивного стыковочных узлов.

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

3. Ракетная ступень состоит из:

- Топливного отсека, включающего в себя:
сферический бак с промежуточным днищем (разделяющим полости окислителя и горючего); системы заправки забора окислителя и горючего; внутрибаковые устройства системы обеспечения запуска ДУ.
- Блока жидкостных ракетных двигателей, включающего СКД и РД.
- Системы наддува баков гелием, включающей шаровые баллоны и арматуру (клапаны, трубопроводы и т.п.).
- Привода регулятора кажущейся скорости (РКС) системы управления и бортовой кабельной сети.
- Элементов системы телеизмерений, включающих датчики и БКС.
- Системы терморегулирования (СТР) в комплексе с пассивными элементами теплозащиты (ЭВТИ и т.п.)

Для обеспечения организованного отделения навесного отсека от ракетной ступени перед стартом объекта Е-8 с МО на экране РС крепятся специальные направляющие.

В качестве конструкционных материалов для корпуса ступени используются сплавы АМг -6, АМЦ, титановые и магниевые сплавы.

Заправленный блок Н хранится в составе объекта Е-8 на технической и стартовой позициях сроком до I-го месяца.

Начиная с момента заправки до работ на стартовой позиции, блок хранится при температуре $0^{\circ}\text{C} \pm 30^{\circ}\text{C}$ и влажности воздуха до 80%.

Незаправленный блок может храниться на складах при тех же условиях до 3 лет.

К/м 3478

сер. сер.	Подпись и дата	
	Взамен инв. №	Инв. № дубл.
Взамен	Подпись и дата	
	Инв. № подлин.	

с по	Взамен	

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

5. Посадочное устройство объекта Е-8 включает в себя:

- Силовую платформу для размещения самоходного автоматического аппарата.
- Амортизационное устройство, обеспечивающие "мягкий" контакт грузовой платформы с грунтом. Конструктивно амортизационное устройство выполнено в виде поворотных силовых конструкций, использующих для гашения кинетической энергии эффект резания (смятия) металла.
- Фермы и узлов крепления самоходного автоматического аппарата к силовой платформе.
- Двигатели ориентации.
- Остировочную двигательную установку.

В качестве остировочной двигательной установки объекта Е-8 может использоваться либо твердотопливный либо жидкостной ракетные двигатели.

Остировочная двигательная установка (ОДУ) в составе объекта Е-8 на технической и стартовой позициях может находиться в течение 1 месяца, при этом температура блока может быть в пределах $0^{\circ}\text{C} \pm +30^{\circ}\text{C}$, а влажность воздуха может достигать 80%.

На складах ОДУ может храниться при тех же условиях до 3-х месяцев.

6. Самоходный автоматический аппарат Л-2 состоит из следующих основных узлов:

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр															
Нормок.															
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата		

- приборного контейнера с бортовой аппаратурой;
- самоходного шасси;
- солнечной батареи с узлами крепления и электроприводами.

Кроме того на аппарате размещаются радио-телевизионные антенны и оптико-телевизионные устройства.

Выбор конструктивно-компоновочной схемы аппарата включал в себя:

- выбор формы и компоновки приборного контейнера;
- выбор конструктивной схемы ходовой части;
- выбор генератора электроэнергии;
- выбор конструкции и размещение антенн;
- выбор конструкции и размещение оптико-телевизион.устройств.

При проектировании аппарата Л-2 были определены следующие габариты аппарата:

- диаметр в плане 3000мм,
- высота 1450мм.

Выбор формы и конструкции приборного контейнера аппарата Л-2 был произведен из условий обеспечения минимального веса при заданном объеме и необходимой поверхности для размещения радиатора системы терморегулирования.

Предварительные расчеты показали, что при средней плотности компоновки $\sim 0,3$ объем приборного контейнера должен составлять 1 м^3 , а потребная площадь радиационной поверхности системы терморегулирования должна быть не менее 4 м^2 . При этом радиационная поверхность должна быть защищена от прямого

к/м 3478

с. по	сер. сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № Инв. № дубл.	Подпись и дата														
							Состав.													
							Нач. бр													
							Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

теплового излучения лунной поверхности.

В процессе проектных проработок рассматривались различные формы приборного контейнера и была выбрана форма, где верхняя часть контейнера представляет собой сферический сегмент радиусом 950 мм; нижняя часть - представляет собой сферический сегмент радиусом 1700мм. Обе части (верхний и нижний сегменты) крепятся к силовому кольцевому шпангоуту диаметром 1800мм.

К силовому шпангоуту крепятся узлы крепления и электроприводы солнечной батареи.

Приборный контейнер представляет собой герметичный отсек, внутри которого размещается бортовая аппаратура аппарата Л-2 и полетная аппаратура объекта Е-8.

Верхняя часть контейнера с внешней стороны закрыта слоем экрановакуумной изоляции (ЭВТИ). Над изоляцией крепится полусферический радиатор системы терморегулирования, обеспечивающий отвод тепла из контейнера во время лунного дня. В зенитной области верхней части контейнера устанавливается герметичный оптически прозрачный купол, в котором размещается система астронавигации и оптическая часть телевизионной аппаратуры обзора.

Примечание: При отсутствии радиосвязи и в течение лунной ночи купол закрыт специальной крышкой.

Нижняя часть контейнера также с внешней стороны покрыта слоем экрановакуумной изоляции (ЭВТИ).

Внутренняя поверхность корпуса контейнера покрыта слоем пенопласта толщиной 15-20мм и металлизированной полиэтилентерефталатной пленкой.

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

с	сер.
по	сер.
Взамен	

с по

- с по

с по

Состав.													
Нач. бр													
Нормок.			изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

K/M 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

- антенная система СМ-диапазона должна иметь усиление порядка ⁵⁰⁰ 1500÷3000 и непрерывно отслеживать положение Земли при движении аппарата по поверхности Луны;
- антенная система СМ-диапазона должна быть максимально надежной в работе;
- антенная система ДМ-диапазона должна иметь диаграмму направленности в пределах верхней полусферы;
- антенны СМ- и ДМ-диапазонов должны располагаться так, чтобы не затенять зоны обзора оптико-телевизионной системы и должна находиться вне зоны движения сожций солнечных батарей.

При проектировании аппарата Л-2 в качестве антенной системы СМ-диапазона рассматривались следующие параболическая антенна с остронаправленной диаграммой излучения и щелевая антенная система с диаграммой излучения ножевого типа по углу высоты и с коммутацией диаграммы излучения по азимуту.

Конструктивно антенная система СМ-диапазона выполнена в виде двух концентричных поясов щелевых излучателей, выступающих над сферической поверхностью радиатора системы терморегулирования.

Антенная система ДМ-диапазона конструктивно выполнена в виде четырех Т-образных вибраторов, размещенных над поверхностью радиатора системы терморегулирования под 90° друг к другу.

К/М 3478

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

[illegible]

На стыковочном узле и на навесном приборном отсеке установлены на поворотах штангах две антенны обзора и поиска и две антенны запроса (системы "Игла").

На тормозной ракетной ступени на поворотной ферменной штанге установлены две антенны системы "Игла": антенна (гиросtabilизированная) головки наведения и антенна крена.

Антенны систем радиоконтроля орбиты "Факел" и "Рубин" установлены на навесном приборном отсеке.

Антенны системы, обеспечивающие передачу с борта самоходного автоматического аппарата телевизионные изображения (СМ-диапазон) и антенны, обеспечивающие прием на борту самоходного аппарата команд управления (ДМ-диапазон) установлены на корпусе аппарата Л-2.

к/м 3478

по	сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № дубл.	Подпись и дата														
							Состав.													
							Нач. бр.													
							Нормок.													
								изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата			

I	2	3	4	5
3.	Астроблок "25к"	сближения и стыковки с блоком "М". - ориентация связанных координат объекта Е-8 в системе Солнце-звезда в полете.	ЦКБ-589	Система заимствуется с объекта 7к-ПЛК.
4.	Гироблок	- ориентация и стабилизация связанных координат объекта Е-8: - при работе ДУ ракетной ступени на участке сближения и коррекции; - перед стартом с МО; - на участках разгона, торможения и прилунения с программным изменением в плоскости тангажа или раскания.		Разработка на базе гироблока объекта 7к-ПЛК.
5.	Радиотелевизионный комплекс	- радиоконтроль параметров монтажной орбиты;	НИИ-885	Новая разработка на базе ДРК объекта 7к-ПЛК.
3478				
Состав.				
Нач. бр.				
Нормок.		изм. кол.	№ докум.	Подпись
			дата	изм. кол.
			№ докум.	Подпись
				дата

Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

I	2	3	4	5
		<div> <div>-радиоконтроль траектории при полете к Луне;</div> <div>-радиоконтроль координат аппарата Л-2 на Луне;</div> <div>-прием разовых команд по командной радиолинии (КРЛ), работающей на МО, при полете к Луне и во время прибытия аппарата Л-2 на Луне;</div> <div>-передача телевизионного изображения с поверхности Луны;</div> <div>-радиоальтиметрия при торможении и посадке с излучением вертикальной и горизонтальной составляющих скорости относительно поверхности Луны;</div> </div>		

к/м 3478

Состав.															
Нач. бр.															
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата		

по	сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № Инв. № дубл.	Подпись и дата
----	------	--------	----------------	----------------	----------------------------	----------------

1	2	3	4	5
		<ul style="list-style-type: none"> - передача телеметрической информации; - запоминание телеметрической информации; - передача результатов измерений углов с системы навигации. 		
	6. Программно-временное устройство.	<ul style="list-style-type: none"> - воспроизведение жестких и гибких программ. 		
	7. Система навигации на поверхности Луны.	<ul style="list-style-type: none"> - определение селенографических координат аппарата на Луне; - ориентация направленной антенны на Землю; - постоянное определение азимута движения; - определение направления на ориентиры при картографировании местности; 	з-д „Арсенал“ с участием ГАО АН СССР	Новая разработка.

Р/М 3478

сер. сер. Взамен инв. № дубл. Подпись и дата
инв. № подлин. Подпись и дата

сер. сер.

Взамен

Состав. Нач. бр. Нормок. изм. кол. № докум. Подпись дата изм. кол. № докум. Подпись дата

I	2	3	4	5
		<ul style="list-style-type: none"> - постоянное слежение за графитационной вертикалью. 		
8.	Система терморегулирования (СТР)	<p>обеспечение теплового режима:</p> <ul style="list-style-type: none"> - навесного отсека; - ракетной ступени, ТРС и ЮДУ; - аппарата Л-2 на поверхности Луны; - Химических источников тока аппарата; - посадочного устройства. 		
9.	Система энергопитания.	<ul style="list-style-type: none"> - генерирование электроэнергии; - аккумулялирование электроэнергии; - энергопитание бортовой аппаратуры. 	ВНИИТ; ОКБ-6.	Новая разработка
10.	Самоходное шасси	<ul style="list-style-type: none"> - движение аппарата по поверхности Луны; - измерение проходимых расстояний; 	ВНИИ-100	Новая разработка
К/М 3478				
Состав.				
Нач. бр				
Нормок.				
изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата
изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

Подпись и дата

Изм. № дубл.

Взамен инв. №

Подпись и дата

Изм. № подлин.

сер. сер.

Взамен

с

по

1	2	3	4	5
		<ul style="list-style-type: none"> - определение прочности и плотности грунта. 		
II.	Система измерений.	<ul style="list-style-type: none"> - контрольные измерения; - научно-исследовательские измерения. 		Новая разработка.
12.	Система управления бортовой аппаратурой.	<ul style="list-style-type: none"> - программно-логическое управление бортовыми системами по каналам КРЛ и ПВУ; - управление работой двигательных установок по командам от аппаратуры СУД; - управление процессом амортизации при посадке; - управление подготовкой посадочного устройства перед с"ездом аппарата Л-2 на поверхность по командам КРЛ и ПВУ; - управление механиз- 		Новая разработка.

к/м 347800

сер. сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № Инв.	№ дубл.	Подпись и дата

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

сер. Взамен Инв. № подлин. Подпись и дата Взамен инв. № дубл. Подпись и дата

1	2	3	4	5
I		<p>мами и силовыми электрическими приводами (включая приводы ходовой части);</p> <p>- управление автоматическим движением аппарата И-2 по Луне;</p> <p>- управление приводами солнечной батареи и направленной антенны по командам системы астронавигации</p>		
I3.	Антенные устройства.	<p>- обеспечение работы бортовых радиосистем на всех участках полета и на Луне.</p>		Новая разработка.
I4.	Научно-исследовательская аппаратура.	<p>- проведение научных исследований</p>	АН СССР	Новая разработка.
I5.	Двигательные устройства.	<p>- сближение с блоком "М";</p>		Частично заимствуется с объекта 7к-ПЛК,
	к/м 3478			
Состав.				
Нач. бр.				
Нормок.				
		изм.	кол.	№ докум.
		Подпись	дата	изм.
		кол.	№ докум.	Подпись
			дата	

I	2	3	4	5
		<ul style="list-style-type: none"> - причаливание к блоку "М"; - ориентация перед стартом с МО; - ориентация Е-8 после старта с МО; - коррекция траектории; - торможение перед Луной; - юстировочный спуск на поверхность Луны. 		частично новая разработка.
16.	Наземный пульт телеуправления аппаратом Л-2 при его работе на поверхности Луны.	<ul style="list-style-type: none"> - управление работой бортовой аппаратуры и движением аппарата Л-2 на Луне. 	ЛИИ	Новая разработка.

к/м 3478

с по	сер. сер.	Взамен	Инв. № подлин.	Подпись и дата	Взамен инв. № дубл.	Подпись и дата
---------	--------------	--------	----------------	----------------	---------------------	----------------

Состав.															
Нач. бр															
Нормок.						изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

УП. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОБЪЕКТА Е-8 и БОРТОВЫХ СИСТЕМ

А. Баллистические:

- Характеристическая скорость при старте с МО - 3230м/сек
- Характеристическая скорость при коррекции траектории - 120 м/сек
- Характеристическая скорость при торможении у Луны - 2800м/сек

Б. Весовые (предельно допустимые):

- Стартовый вес ракетно-космической системы на МО - 13000 кг
- Общий вес объекта Е-8, выводимый на МО - 7300 кг
- Количество топлива СКД, потребное на сближение с блоком "М" на МО - 500 кг
- Вес объекта Е-8 при старте с МО - 6050 кг
- Вес навесного отсека - 750 кг
- Вес ракетной ступени (без топлива сближения) - 2640 кг
- Начальный вес объекта перед торможением у Луны - 3135 кг
- Конечный вес объекта Е-8 после торможения - 1265 кг
- Конечный вес тормозной ракетной ступени - 430 кг
- Вес объекта Е-8 перед включением ЮДУ - 835 кг
- Вес посадочного устройства с ЮДУ - 195 кг
- Вес самоходного аппарата Л-2 - 640 кг

В. Энергетические:

- Тяга сближающе-корректирующего двигателя - 410 кг
- Тяга доразгонного двигателя - 3300 кг
- Тяга двигателя тормозной ступени:

I режим - 2000кг+10%

II режим - 800кг+300кг

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.					изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

3. 29

I	2	3	4
I	10. БКС и АФУ	80	
	II. Конструкция приборного контейнера.	50	
	12. Резерв веса	40	
II.	Посадочное устройство с юстировочной двигательной установкой.	195	200 <i>Лит</i>
	1. Посадочное устройство	70	
	2. ЮДУ	65	
	3. Двигательная установка системы ориентации.	50	
	4. БКС	5	
	5. Резерв веса	10	
III.	Тормозная ракетная ступень	2300	
	1. Конечный вес ступени	430	
	2. Рабочие компоненты	1870	
IV.	Ракетная ступень с сближающе-корректирующей и доразгонной двигательными установками.	3140	3265 <i>Мелен</i>
	1. Конечный вес ступени	465	
	2. Топливо для сближения	500	
	3. Топливо для доразгона	2020	
	4. Топливо для коррекции	155	
	5. Переходная конструкция	100	
	6. БКС	25	
У.	Стыковочный узел с элементами разделения.	150	
VI.	Навесной отсек	750	
	1. Система "Игла" с антенными устройствами	65	
	2. Автоматика двигателей причаливания и ориентации	10	

К/м 3478

Состав.																			
Нач. бр																			
Нормок.																			
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата						

Подпись и дата

Взамен инв. № Инв. № дубл.

Подпись и дата

Инв. № подлин.

Взамен

сер. сер.

с по

I	2	3	4
3. Блок управления сближением		18	
4. Блок управления стыковкой		9	
5. Элементы автоматики управления бортовой аппаратурой		10	
6. Элементы системы измерений		5	
7. Элементы системы терморегулирования.		27	
8. Химические источники тока		60	
9. Преобразователи и автоматика системы энергоснабжения		16	
10. Двигательные установки причаливания и ориентации.		170	
11. БКС и АФУ		40	
12. Конструкция навесного отсека с механизмами сброса (без ЭВТИ)		230	
13. Резерв веса.		90	

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.														
				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

IX. КРАТКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ И УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Условия нагружения об"екта Е-8 при транспортировке, установке изделия в вертикальное положение, на активном участке выведения, при стыковке с блоком "М" на монтажной орбите, на активном участке при старте с монтажной орбиты и на участке коррекции такие же, как и для изделия "7К"-ПЛК.

При полете к Луне, т.е. на участке торможения на об"ект Е-8 действуют следующие перегрузки: максимальная осевая перегрузка $n_x = 2$ ед., максимальная боковая $n_y = 0,5$ ед.

При работе ЮДУ, т.е. после отброса тормозной ступени на об"ект действует: максимальная продольная перегрузка $n_x = 1$ ед. ($n_x = 5$ ед. при варианте пороховой ЮДУ) и боковая перегрузка $n_y = 5$ ед.

В момент соприкосновения с грунтом ударная нагрузка передается через амортизационное устройство на корпус аппарата Л-2. Перегрузка при этом (с учетом работы амортизаторов) не превышает $n_x = 5$ ед., $n_y = 1,5$ ед. Максимальная ударная перегрузка при соприкосновении с грунтом не более 15 ед.

Нагрузки, действующие на аппарат Л-2 при движении по поверхности Луны, уточняются дополнительно.

Для аппаратуры, установленной в навесном отсеке, имеют место следующие условия:

- давление в приборном отсеке $0,8 \pm 1,2$ ата
- температура газа поддерживается в диапазоне $0 \pm 35^\circ\text{C}$.

к/м 3478

Состав.													
Нач. бр													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

При работе аппарата Л-2 на поверхности Луны имеют место два различных режима работы:

1. в течение "лунного дня";
2. в течение "лунной ночи".

В течение "лунного дня" (14 земных суток) условия работы аппарата Л-2 следующие:

- температура поверхности Луны - до $+150^{\circ}\text{C}$;
- температура газа внутри приборного контейнера аппарата Л-2 во время рабочих сеансов $0\pm 40^{\circ}\text{C}$; в остальное время $\pm 40^{\circ}\text{C}$;
- температура газа внутри термостатированного отсека поддерживается в диапазоне $0\pm 40^{\circ}\text{C}$;
- температура приборов, расположенных вне герметичного контейнера $\pm 60^{\circ}\text{C}$.

В течение "лунной ночи" (14 земных суток) аппарат неподвижен.

В течение "лунной ночи" условия работы аппарата Л-2 следующие:

- температура поверхности Луны - до -170°C ;
- температура газа внутри приборного контейнера не ниже -60°C ;
- температура газа внутри термостатированного отсека $0\pm 40^{\circ}\text{C}$;
- температура на корпусах приборов и съемного оборудования, размещенных вне приборного контейнера - 150°C .

Приборный контейнер и термостатированный отсек заполнены нейтральным газом давлением $0,8\pm 1,2$ ата. Точка росы $t = -60^{\circ}\text{C}$.

Время работы аппарата данных условиях в течение 3-6 месяцев.

Общее время прибывания объекта на монтажной орбите до 2 суток.

Время полета к Луне - до 3,5 суток.

На траектории полета к Луне и при работе на ее поверхности давление окружающей среды - менее $1\cdot 10^{-9}$ мм.рт.ст.

Состав.	к/м 3478св												
Нач. бр													
Нормок.			изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Подпись и дата

Взамен инв. № инв. № дубл.

Подпись и дата

Инв. № подлин.

сер.

Взамен

по

IX. НАЗЕМНЫЙ ПУЛЬТ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ САМОХОДНЫМ АВТОМАТИЧЕСКИМ АППАРАТОМ Л-2

Наземный пульт телеуправления предназначен для обеспечения дистанционного управления работой бортовой аппаратуры и движением самоходного автоматического аппарата Л-2, входящего в состав объекта Е-8.

Наземный пульт телеуправления должен служить рабочим местом для операторов, осуществляющих:

- управление движением аппарата Л-2 по поверхности Луны;
- управление работой бортовых систем и научной аппаратурой;
- контроль за работой бортовых систем и научной аппаратурой.

Наземный пульт телеуправления состоит из следующих частей:

1. Органов управления движением аппарата Л-2.
2. Кнопочного командного поля для набора команд управления работой бортовых систем и научной аппаратурой.
3. Телевизионного панорамного экрана.
4. Телевизионного экрана обзора пути следования.
5. Панели индикаторов и сигнализаторов.
6. Планшета индикации маршрута движения.

Органы управления движением аппарата Л-2 предназначены для подачи команд движения, поворота и остановки аппарата и выполняются в виде рукоятки, имеющей две степени свободы. Кнопочное командное поле конструктивно выполняется в виде многорядного кнопочного набора. Кнопочное командное поле предназначено для передачи на аппарат Л-2 разовых команд.

Телевизионный панорамный экран предназначен для воспроизведения панорамы местности вокруг самоходного аппарата (360°) с целью осмотра исследуемого района (от 3м и до горизонта), для выбора

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

направления движения аппарат, а также для выбора места посадки экспедиционного корабля. Изображение на экране воспроизводится в масштабе 1:1.

Телевизионный экран обзора пути следования предназначается для воспроизведения изображения участка лунной поверхности, лежащей непосредственно перед самоходным аппаратом (от 3 м до горизонта), и является основным источником информации, необходимой оператору при управлении движением аппарата Л-2. Изображение на экране воспроизводится в масштабе 1:1. Частота смены кадров не менее 1 раза в сек. Панель индикаторов и сигнализаторов предназначается для воспроизведения оперативной информации об исполнении подаваемых операторами команд, о работе бортовых систем, а также об окружающих условиях. Конструктивные формы панели, размещение индикаторов и сигнальных табло выбраны из условия обеспечения максимальных удобств при работе операторов. Планшет индикации маршрута движения предназначается для воспроизведения общей обстановки в районе движения аппарата Л-2 и привязки места положения его к ориентирам на лунной поверхности и к лунным координатам.

Масштаб изображаемой поверхности, воспроизводимой на планшете 1:100, 1:1000, 1:10000, 1:100000.

На планшете обозначается маршрут движения аппарата Л-2, зона, просматриваемая аппаратом, а также зоны, труднопроходимые аппаратом и опасные для его движения.

Место положения аппарата обозначается подвижным индексом.

Компоновка и конструкция наземного пульта телеуправления, а также размещение панелей индикаторов, сигнализаторов и органов управления выбраны из условия обеспечить максимальные удобства для операторов.

Число операторов, работающих одновременно, 3-4 человека.

к/м 3478

Состав.														
Нач. бр.														
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	

Подпись и дата

дубл.

№ инв.

Взамен инв. №

Подпись и дата

Инв. № подлин.

Взамен

сер. сер.

с по

В подготовке настоящих "Основных положений" принимали участие:

Начальник группы	-	ЗАЙЦЕВ В.П.
Ст.инженер	-	ДЕРЕВЯНКО О.С.
Инженеры:	-	БОРИСОВ А.С., ЛЕДОВСКИЙ В.Н., САЛОМАТИН В.С.
Конструктор I кате- гории	-	ВОЛОЧКОВА З.А.
Ст.техник	-	ДМИТРИЕВА О.А.

к/м 3478

Отп. 1 экз. на кальке на
71 листе
Исполнит. Дэльвин
26/УШ-65 г.

с вх. 16/2562

Состав.													
Нач. бр.													
Нормок.				изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата	изм.	кол.	№ докум.	Подпись	дата

О П И С Ь

сброшюрованного материала, вошедшего в инвентарный №

26169 ф 20.

1. Машинного текста 71 _____ листа

за м/к №

3478 ~~_____~~

2. Чертежей на _____

(род бумаги)

инв. №№ _____

3. Графиков на _____

(род бумаги)

_____ листов

за №№ _____

4. Фотоотпечатков _____

_____ листов

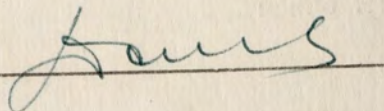
за инв. №№ _____

Всего в инв. № _____

71

_____ листов.

Ответственный исполнитель



"27" августа 1965г.

