

173

424802

РАССЕКРЕЧЕНО
Акт № 001-9
от 27.12.2017. *Rip*

Сов. секретно

Экз. № _____

СПРАВКА ПО ОБЪЕКТУ "Е-6" *12.*

Дело 27
3.400 - утилизировано
22.11.65

В течение 1963-1965 г.г. по программе отработки "мягкой" посадки на Луну было произведено ¹⁰8 пусков объектов "Е-6".

6 пусков были неудачными из-за неисправностей носителя 8К78.

4 2 пуска (2.IV.63г. и 9.V.65г.) ^{8.11.65 4.2.65} были неудачными из-за неисправностей бортовой аппаратуры объекта.

В настоящее время подготовлен к пуску ~~9-ый~~ ¹¹объект "Е-6" *12.*

Основные задачи пуска объекта "Е-6":

- экспериментальная проверка возможности осуществления "мягкой" посадки автоматической лунной станции (АЛС) на поверхности Луны,
- передача на Землю телевизионного изображения лунного ландшафта и рельефа поверхности Луны,
- проверка принципов ориентации космических объектов и принципов астрокоррекции траектории их полета.

Объект "Е-6" ¹⁰запускается с помощью 4-х ступенчатого носителя 8К78М-Е-6.

Объект "Е-6"

Объект "Е-6" состоит из автоматической лунной станции (АЛС), корректирующей тормозной двигательной установки (КТДУ) двухразового действия, отсека системы управления и 2-х отделяемых отсеков с аппаратурой.

Объект устанавливается на IV ступени носителя 8К78 (блок "Л") с помощью опорной рамы, снабженной пиротехнической системой отделения.

- радиосистема командно-измерительного комплекса (РКС),
- программно "временное устройство (ПВУ),
- система терморегулирования (СТР),
- телевизионная и научная аппаратура,
- источники питания.

Управление работой АЛС осуществляется от бортового программного устройства и по командам с Земли.

Двигательная установка включается дважды и работает в 3-х режимах:

- 1-й режим - коррекция (тяга основной камеры-4600+4500кг, максимальная величина корректирующего импульса - ~~110~~¹³⁰ м/сек),
- 2-ой режим - торможение (тяга основной камеры 4600+4500кг, диапазон регулирования ± 500 кг, время работы-42 сек.),
- 3-й режим - работа управляющих сопел с тягой ~~2500кг~~^{34±7кг} (режим начинается после выключения основной камеры при торможении).

В отсеке системы управления установлены приборы И-100 и машинные преобразователи тока. Прибор И-100 включает в себя основные блоки системы управления, ~~обеспечивающей стабилизацию~~ ^{исчисления} III и IV ступеней и управление объектом при работе КТДУ во время коррекции и торможения.

Первый отделяемый отсек

В первом отделяемом отсеке устанавливаются: блок питания, пневмосистема для наполнения баллонов-амортизаторов и система астронавигации "Юпитер". Система "Юпитер" предназначена для ориентации объекта при коррекции и торможении, также может быть использована для определения траектории полета посредством замера углов на Луну, Солнце и Землю.

Второй отделяемый отсек

Во втором отделяемом отсеке размещаются часть радиотехнической системы траекторных измерений, ПВУ, аппаратура командной радиолинии, радиовысотомер, управляющие органы системы ориентации и блок химических источников питания.

Радиотехнический бортовой комплекс предназначен для:

- измерения параметров движения объекта (дальности R , радиальной скорости \dot{R} , система КРС), а также 2-х угловых координат объекта (α, β) - система "Маяк-6";
- регистрации и передачи на Землю данных астроизмерений (система "Юпитер"),
- приема на борт управляющих команд с Земли, (КРС),
- передачи с объекта телеметрической информации, (КРС),
- приема на борт установок для коррекции и торможения, (КРС),
- выдачи автономных управляющих команд, (КРС),
- измерения высоты объекта над Луной и выдачи команды на включение КТДУ (радиовысотомер),
- передачи телевизионного изображения рельефа и поверхности Луны после посадки (КРС).

Основные данные объекта "Е-6"

- | | | |
|----------------------------------------------|---|------------|
| 1. Вес объекта после отделения от IY ступени | - | ~ 1470 кг. |
| 2. Вес топлива для коррекции и торможения | - | 760 кг. |

- 4 -

- | | |
|---------------------------------------------------------------|-----------|
| 3. Вес отделяемых перед торможением отсеков | - 362 кг. |
| 4. Конечный вес объекта перед посадкой | - 385 кг. |
| 5. Вес АЛС"а после прилунения и сброса баллонов-амортизаторов | - 79 кг. |

В том числе:

- | | |
|--------------------------------|-----------|
| - вес телевизионной аппаратуры | - 3,4 кг. |
|--------------------------------|-----------|

Сроки и время запуска

По астрономическим условиям объект может быть запущен 8 июня 1965 года в 10 часов 40 мин. 22,3 сек. (± 10 сек.).

3 декабря 1965 года в 13 часов 46 мин 14,3 сек (± 10 сек).

Программа запуска и вывода объекта "Е-6" *№12 Носителем 8K78 ~ 48.*

- | | |
|------------------|------------------------------------------------------------------------|
| 0 | - старт |
| 117 сек. (2 мин) | - выключение двигателей I ступени и включение двигателей II ступени. |
| 291 сек. (5 мин) | - выключение двигателей II ступени и включение двигателей III ступени. |
| 529 сек. (9 мин) | - выключение двигателей III ступени. |

После окончания работы III ступени объект "Е-6" с IV ступенью выводится на промежуточную орбиту спутника Земли - перигей 190 км, апогей 230 км, наклонение - ~~650~~ 51°

Включение IV ступени происходит на 4837 сек. (81 мин.) с момента старта, а выключение - на 5076 сек. (85 мин.). После этого через 8 сек. (*6.413 сек. 01 мин. 2,8 сек.*) объект "Е-6" отделяется от блока "Л".

Порядок коррекции траектории движения объекта

Коррекция осуществляется через 32-35 часов с момента старта на расстоянии 250 тыс. км. от Земли. ~~Первое возможное время коррекции - 9 июня в 21 ч. 27 мин.~~

За 2-3 часа ^{до} для коррекции на борт объекта передаются уставки, определяющие величину корректирующего импульса, его направление в пространстве, а также величину импульса торможения и время включения тормозного двигателя.

По команде ПВУ с помощью управляющих органов производится ориентация объекта в следующей последовательности:

- ориентация на Солнце по солнечному датчику,
- ориентация на Луну по лунному датчику (вокруг оси "Солнце-солнечный датчик"),
- ориентация на Землю по земному датчику (вокруг оси "Солнце-Луна"),
- раскрутка гороскопов блока И-100 системы управления, фиксирующих это положение.

С помощью управляющих органов это положение сохраняется до включения КТДУ (по команде ПВУ).

Порядок прилунения объекта.

На расстоянии ~ 8500 км. с помощью управляющих органов продольная ось объекта направляется по лунной вертикали и удерживается в этом положении.

На расстоянии ^{74,885}~~75~~ км. от поверхности Луны:

- радиовысотомер выдает команду на включение КТДУ,
- наполняются газом баллоны - амортизаторы,
- сбрасываются отделяемые отсеки с аппаратурой, необходимой только для полета по траектории к Луне.

На высоте 265 ± 250 м. после выключения основной камеры КТДУ с помощью управляющих сопел обеспечивается дальнейший стабилизированный полет объекта и некоторое его притормаживание.

За 2 сек. до конца работы КТДУ, ПВУ выдает команду на раскрытие штыревого датчика отделения АЛС от ТДУ (длина штыря 3,2 м.).

При касании датчиком лунной поверхности выдается сигнал на отделение АЛС от КТДУ, при этом срабатывает пирозамок и посадочные баллоны - амортизаторы отбрасывают АЛС от КТДУ в сторону, противоположную движению объекта, уменьшая скорость прилунения АЛС до 10-15 м/сек.

Во время прилунения АЛС падает на баллоны-амортизаторы, которые через несколько минут отделяются, раскрываются лепестки и АЛС устанавливается на них на поверхности Луны.

Прием информации с объекта "Е-6" и с автоматической лунной станции АЛС

- Сеанс № 1 - 12^h 10^m (продолжительностью 9 мин), измерение $R, \dot{R}, \alpha, \beta$ и прием телеметрии.
- Сеанс № 2 - 17^h 46^m (продолжительностью 20 мин.), измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$ и прием телеметрии.
- Сеанс № 3а - 22^h 34^m (продолжительностью 15 мин.) измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$, прием телеметрии.
- Сеанс № 3б - 01^h 41^m (9 июня продолжительностью 10 мин) измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$ и прием телеметрии.
- Сеанс № 4а - 18^h 27^m (продолжительностью 20 мин.) измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$, прием телеметрии.
- Сеанс № 5 - 20^h 05^m (продолжительностью 50 мин)-закладка уставок на коррекцию и торможение.
- Сеанс № 6 - 21^h 27^m (продолжительностью 115 мин)-коррекция, измерение \dot{R} , прием телеметрии.
- Сеанс № 3(типовой)- 10 июня 23^h 04^m (продолжительностью 20 мин) измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$, прием телеметрии.
- Сеанс № 7 - 11 июня 01^h 40^m (продолжительностью 35 мин.)- измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$ и закладка уставок на торможение.
- Сеанс № 8 - 21^h 39^m - измерения $R, \dot{R}, \alpha, \beta$, положения лунной вертикали и прием телеметрии.

179

- 7 -

6 апреля 6 23 час 57 мин.

После прилунения автоматической станции ~~12 июня в 00^h 00^m~~
~~52^s~~ с АЛС проводится сеанс связи - прием телеметрии и контроль-
ное включение телевизионной установки.

В связи с возможными отклонениями движения объекта время
начала связи сеанса № 8 и прилунения может иметь разброс
± 3,5 - 4 часа.

Последующие сеансы связи АЛС в количестве 5, продолжитель-
ностью до 1 часа каждый, проводятся ежедневно.

В этих сеансах проводится прием телевизионного изображе-
ния и телеметрической информации.


2/560