

С П Р А В К АО ТРАЕКТОРИЯХ ПОЛЕТА К ЛУНЕ

Сравнение траекторий полета к Луне может производиться по следующим критериям:

- а) Вес полезного груза
- б) Потребные точности замера кинематических параметров движения в конце активного участка (главным образом величина скорости, ее направление).
- в) Длина активного участка, влияющая на условия наблюдения, на ошибки гироскопических приборов управления и на тяговооруженность последней ступени.
- г) Возможность наблюдений и измерений параметров на пассивном участке.
- д) Полное время полета.

Для обеспечения наибольшего веса полезного груза необходимо выйти на орбиту движения к Луне с наименьшими затратами топлива.

Наиболее экономичными с точки зрения сообщения необходимой величины скорости являются такие траектории, активный участок которых идет примерно параллельно земной поверхности. Оптимальные углы вектора скорости с местным горизонтом в конце активного участка равны  $3 + 5^{\circ}$ .

Использование таких и близких к ним траекторий оказывается возможным, когда точка выключения двигателя последней ступени близка к плоскости лунной орбиты. Если указанное условие не выполнено, то для реализации полета к Луне необходимо либо повышать начальную скорость движения, либо увеличивать угол возвышения. В обоих случаях необходима затрата дополнительного количества топлива, причем в первом случае оно идет на разгон ракеты, а во втором случае на преодоление силы тяжести. Для любых географических координат точки выключения могут быть выбраны оптимальные значения угла возвышения и величины вектора скорости, при которых полет к Луне происходит при наименьших затратах топлива.

Длина активного участка влияет на вес полезной нагрузки, так как при той же точке старта могут получаться различные точки выключения и различные требуемые значения скорости и угла возвышения.

Выбор траектории влияет на величину максимально допустимых ошибок кинематических параметров в точке выключения двигателя. Так, для попадания в Луну целесообразно отклониться от оптимальных в весовом отношении траекторий и выбрать несколько большие скорости и несколько меньший угол возвышения.

В этом случае имеется уменьшение влияния ошибок величины скорости за счет того, что траектории становятся менее искривленными, а также за счет того, что уменьшается разброс времени движения к Луне и вследствие этого уменьшается смещение

Луны по ее орбите от номинальной точки встречи.

В таблице I даны результаты расчетов для двух основных вариантов трассы. Вариант I отвечает движению в северо-восточном направлении, вариант II - движению в юго-восточном направлении. Параметры движения обеспечивают попадание в Луну.

Таблица I.

	I	II
А з и м у т $\alpha$	$35^{\circ}$	$125^{\circ}$
Длина активного участка	3000 км	5500 км
Угол возвышения $\vartheta$	$20^{\circ}$	$0^{\circ}$
В ы с о т а	900 км	500 км
Скорость $V$	$V_n + 100$ м/сек	$V_n - 57$ м/сек
Время полета до встречи	1,62 суток	2,65 суток
$\Delta V$	5 м/сек	1,2 м/сек
$\Delta \vartheta$	10'	11'
$\Delta \alpha$	40'	$2^{\circ}$
$\Delta t_0$	I мин	I мин
$n_0$	0,71	0,45

$\Delta t_0$  - допустимый разброс времени старта.

$n_0$  - начальная перегрузка III ступени.

Данные, приведенные в таблице, показывают, что для решения задачи попадания в Луну вариант с азимутом  $35^{\circ}$  является предпочтительным с точки зрения точности модуля вектора скорости. Реализация этого варианта является целесообразной еще и с точки зрения наблюдения. При выборе северо-восточного варианта обеспечиваются условия для наблюдения радиосредствами движения ракеты с территории СССР с момента выхода на орбиту в течение времени около 20 часов. Затем после перерыва продолжительностью около 6 часов ракета будет наблюдаема вплоть до момента падения на Луну. При выборе юго-восточного варианта конец активного участка находится над Тихим океаном и будет виден с территории Южного Китая под углом менее  $10^{\circ}$  над горизонтом. Движение по траектории будет происходить вблизи Земли при отсутствии на всем первом участке движения прямой видимости, что исключает возможность точного замера координат на малом расстоянии от Земли и надежного предсказания дальнейшего движения ракеты. Кроме того, периоды видимости ракеты с территории СССР будут короче, чем в северо-восточном варианте, в силу того, что для юго-восточного направления траектория будет лежать ниже плоскости орбиты Луны.

Преимущество северо-восточного варианта обусловлено также более простым решением задачи размещения пунктов наблюдения и измерения на активном участке полета. Для контроля приведенных выше величин необходимой точности измерения кинематических параметров движения в конце актив -

ного участка были рассчитаны методом численного интегрирования координаты точки попадания в Луну для нескольких возмущенных траекторий.

Невозмущенные траектории соответствуют попаданию в центр полушария Луны, обращенного к Земле, для трех значений конечной скорости:  $V_k = 0,995 V_n$ ,  $V_k = V_n$  и  $V_k = 1,005 V_n$  ( $V_n$  - параболическая скорость). Возмущенные траектории рассчитаны при отклонении конечной скорости на  $\pm 1$  м/сек и угла наклона вектора скорости на  $\pm 0,001$  [рад] ( $\sim 3,4'$ ). Координата  $h$  точки падения соответствует отклонению точки падения в направлении движения Луны по орбите, координата  $\bar{\xi}$  в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты Луны. Значения координат в [км] приведены в таблице.

Таблица II

$V/V_n$	$\Delta V = -1 \text{ м/сек}$		$\Delta V = +1 \text{ м/сек}$		$\Delta \nu = -0,001$		$\Delta \nu = +0,001$	
	$h$	$\bar{\xi}$	$h$	$\bar{\xi}$	$h$	$\bar{\xi}$	$h$	$\bar{\xi}$
0,995	-716	-416	512	407	66	-451	-170	431
1,000	-388	-322	319	316	32	-506	-122	489
1,005	-264	-270	230	266	15	-534	-97	519

Сопоставление с таблицей I дает тот же порядок величин требуемых точностей, обеспечивающих попадание в Луну (радиус Луны равен 1740 км). ] При облете Луны целесообразно выделить облеты, при которых траектория ракеты входит в сферу действия

Луны, радиус этой сферы равен 66 тыс.км и наименьшее расстояние от поверхности Луны составляет 10-40 тыс.км (средние облеты). Облеты с наименьшим расстоянием до Луны 80-150 тыс.км могут быть названы дальними.

Траектория при таких облетах не входит в сферу действия Луны и возмущения Луны <sup>от</sup> того же порядка, что и возмущения от влияния Солнца.

В таблице III приведены время полета до Луны и обратно и точности, потребные для осуществления среднего и дальнего облетов в случае северо-восточного варианта трассы.

Начальная скорость взлета  $V_n$  - 72 м/сек, где  $V_n$  - параболическая скорость.

Табл. III.

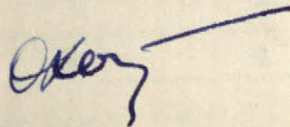
	Средний облет 10-40 тыс.км	Дальний облёт 80-150 тыс. км.
$T$	14 суток	13 суток
$\Delta V$	4 м/сек	7 м/сек
$\Delta \vartheta$	1 °	3 °
$\Delta \alpha$	3 °	3 °
$\Delta t_0$	5 мин	30 мин

Видим, что средний облет обеспечивается при точностях той же величины по скорости (и в несколько раз меньшей по углам) что и <sup>для</sup> попадания в Луну. При этом на подходе к Земле после облета минимальное расстояние ракеты от Земли будет от

нескольких тысяч до нескольких десятков тысяч километров, что гарантирует от соударения с Землей. В связи с этим ракета сможет совершить еще по крайней мере 2 полета к орбите Луны.

При дальнем облете потребные точности меньше, однако расстояние до Луны значительно больше. Кроме того при пуске в произвольное время года не может быть гарантирован пролет мимо Земли без соударения.

1. III. 58.



( ОХОЦИМСКИЙ )

С. Лавров  
1. 3. 58.

( ЛАВРОВ )