

СПРАВКАО 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 тяго-вооруженность 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 $3 \pm 5^\circ$.

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 потребные 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 α	35°	125°
Длина активного участка	3000 км	5500 км
Угол возвышения ϑ	20°	0°
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
ΔV	5 м/сек	1,2 м/сек
$\Delta \vartheta$	10'	11'
$\Delta \alpha$	40'	2°
Δt_0	I мин	I мин
n_0	0,71	0,45

Δt_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° 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° 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 ± 1 м/сек и угла наклона вектора скорости на $\pm 0,001$ [рад] ($\sim 3,4'$). Координата ζ точки падения соответствует отклонению точки падения в направлении движения Луны по орбите, координата ξ в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты Луны. Значения координат в [км] приведены в таблице.

Таблица II

V/V_n	$\Delta V = -1 \text{ м/сек}$		$\Delta V = +1 \text{ м/сек}$		$\Delta \gamma = -0,001$		$\Delta \gamma = +0,001$	
	ζ	ξ	ζ	ξ	ζ	ξ	ζ	ξ
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 ^{от} Луны 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.

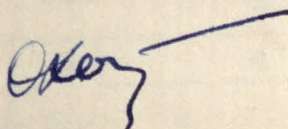
	Средний облет 10-40 тыс. км	Дальний облет 80-150 тыс. км.
T	14 суток	13 суток
ΔV	4 м/сек	7 м/сек
$\Delta \varphi$	1 °	3 °
$\Delta \alpha$	3 °	3 °
Δt_0	5 мин	30 мин

Видим, что средний облет обеспечивается при точностях той же величины по скорости (и в несколько раз меньшей по углам), что и ^{для} 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
Л. С. Р.

(ЛАВРОВ)