

СПРАВКА

Летные характеристики ПДР.

I. Основные данные траектории

№ п/п	Наименование	Вариант с весом III ступени 7 т при тяге двига- теля 5 т		Вариант с ве- сом III ступени 10т при тяге двигателя 10т		Приме- чание
		Облет Луны	Попада- ние в Луну	Облет Луны	Попа- дание в Луну	
I	2	3	4	5	6	7
I	Параметры движения в конце I ступени:					
	а) Время от момента старта (сек)	118	118	118	118	
	б) Скорость (м/сек)	2200	2200	2130	2130	
	в) Высота (км)	56	56	52	52	
	г) Дальность горизон- тальная (км)	56	56	55	55	
	д) Угол наклона векто- ра скорости к гори- зонту	34°	34°	37°	37°	
2	Параметры движения в конце II ступени:					
	а) время от момента старта (сек)	300	300	300	300	
	б) скорость (м/сек)	6130	6250	5600	5720	
	в) высота (км)	315	260	300	250	

№ п/п	Наименование	Вариант с весом III ступени 7 т при тяге двигат. 5 т		Вариант с ве- сом III ступени 10т при тяге двигателя 10т		Приме- чание
		Облет Луны	Попада- ние в Луну	Облет Луны	Попа- дание в Луну	
3	г) дальность (км)	640	660	600	620	
	д) угол наклона вектора скорости к горизонту	22°	14°	21°	14°	
	Параметры в конце III сту- пени:					
	а) время от момента старта (сек)	645	645	570	570	
	б) скорость (м/сек)	10150	10550	10330	10680	
	в) высота (км)	1250	930	1000	750	
	г) дальность (км)	2750	3000	2200	2400	
	д) угол наклона вектора скорости к горизонту	28°	20°	27°	19°	
4	Время полета до Луны (сут)	-	1,6	-	1,6	
5	Время облета Луны с возвращением к Земле /сут/	~14	-	~14	-	
6	Дальность падения II сту- пени (км)	~7300	~6500	~5500	~4200	

ПРИМЕЧАНИЕ: В таблице приведены данные по траекториям с начальными скоростями:

- а) при близком облете - на 70 м/сек меньше параболич.
- б) при попадании - на 100 м/сек больше параболической,
при пусках по трассе НИИП/5. (на северо-восток).

- 3 -

2. Потребные точности параметров в конце активного участка при облете Луны и попадании в Луну.

По предварительным расчетам ОПМ (при пусках по трассе НИИП-5)

№ п/п	Наименование	Облет Луны		Попадание в Луну
		близкий +10000+ ÷20000 км	дальний -80000 + ÷100000км	
1	Допустимая погрешность по скорости (м/сек)	3÷4	7	5
2	Допустимая погрешность по углу вектора скорости к горизонт.	1°	3°	10'
3	Допустимая погрешность по азимуту	3°	3°	40'
4	Допустимая погрешность по времени пуска /мин/	5	20	1

3. Возможные веса искусственных спутников на базе трехступенчатой ракеты:

Вес спутника	4,0т	<u>3,2 т</u>	2,2 т
Высота апогея (при перигее <u>300км</u>)	800км	<u>3000км</u>	10000 км
Период обращения по орбите (мин)	95	120	205