

## 1. ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ ИЗДЕЛИЙ 8К72 И 8К73

Для выведения на орбиту полезного груза (научно-исследовательская и другая аппаратура) применяются изделия 8К72 и 8К73, представляющие собой трехступенчатые баллистические ракеты, создаваемые на базе изделия 8К71 III этапа.

Изделия 8К72 и 8К73 состоят из шести основных блоков (4-х боковых, 1-го центрального и 1-го головного), каждый из которых является, практически, самостоятельной ракетой со своими топливными баками и двигательными установками.

Изделия 8К72 и 8К73 отличаются головными блоками. Это отличие обусловлено применением для головных блоков изделий 8К72 и 8К73 различных д.у.

В изд. 8К72 на головном блоке используется двигатель 8Д714 с тягой 5 т. (топливо: жидкий кислород и керосин), разрабатываемый ОКБ-154 совместно с ОКБ-1.

В изделии 8К73 используется двигатель 8Д711 с тягой 10 т. (топливо: жидкий кислород и диметилгидразин), разрабатываемый ОКБ-456.



Изделие 8К72 позволяет развить необходимую скорость для полета к Луне при весе полезной нагрузки порядка 170 кг, а изделие 8К73 - при весе полезной нагрузки, достигающей 430 кг.

На 1-ой ступени полета работают д.у. пяти блоков: центрального и 4-х боковых.

По выработке топлива из баков боковых блоков их д.у. выключаются и боковые блоки отделяются от центрального.

После отделения боковых блоков начинается II-я ступень полета, в течение которой продолжает работать д.у. центрального блока вплоть до выработки топлива в баках центрального блока.

В начале II-ой ступени ( на 150 сек) сбрасывается головной обтекатель головного блока, предохраняющий приборы и верхнюю часть корпуса головного блока от воздействия аэродинамического потока, а также служащий для улучшения аэродинамических характеристик изделия.

В конце II-ой ступени запускается д.у. головного блока, выключается ЦДУ и отделяется центральный блок, после чего начинается III-я ступень полета.



Активный участок полета изделия завершается выключением д.у. головного блока по радиокоманде с Земли в момент удовлетворения формулы выключения двигателя, с тем чтобы обеспечивать попадание объекта в Луну или облет Луны по заданной траектории, после чего от головного блока отделяется контейнер с научно-исследовательской и др. аппаратурой (объект Е).

Управление полетом ракеты на активном участке осуществляется автономной системой управления - на всех 3-х ступенях полета и системой радиуправления - только на III-ей ступени полета.

На всех 3-х ступенях полета производятся измерения основных параметров ракеты и передача их на Землю при помощи телеметрических систем.

## 2. ИЗМЕНЕНИЯ В ИЗДЕЛИИ 8К71 III ЭТАПА В СВЯЗИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЕГО ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ 8К72 И 8К73

Изделие 8К71 III этапа используется в качестве ракетно-носителя головного блока (III ступени). Головной блок устанавливается на изделие 8К71 вместо головной части. В связи



с этим центральный и частично боковые блоки изделия 8К71 III этапа в составе изделий 8К72 и 8К73 претерпевают следующие основные изменения:

а) Снимается система радиоуправления с центрального блока, поскольку таковая предусматривается на головном блоке.

б) Уменьшается объем измерений параметров ракеты как на центральном, так и на боковых блоках с целью облегчения изделия (примерно в составе изд. 8А91).

в) Вводится система наддува баков головного блока азотом, использующая существующую систему наддува центрального блока до момента запуска ГДУ.

г) Вводится система отделения головного блока, нарушающая связь ГБ с ЦБ по команде от системы управления.

д) Вводится переходной отсек, являющийся связующим звеном между центральным и головным блоками.

В выбранном варианте системы отделения ГБ (при запуске ГДУ до отделения) имеется также система отвода газов при запуске ГДУ (отражательный конус).

е) В связи с увеличением нагрузок увеличивается прочность переходной обечайки верхней юбки бака окислителя и приборного отсека центрального блока.



Указанные конструктивно-компоновочные изменения приводят к изменению весовых характеристик центрального и боковых блоков по сравнению с III-м этапом.

Вес конструкции центрального блока уменьшается на 60 кг, на столько же снижается вес каждого из боковых блоков. (см. табл. 1)

### 3. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ ГОЛОВНОГО БЛОКА

#### ( Г Б )

Головной блок, представляющий собой III-ю ступень ракеты создается в двух вариантах: для изд. 8К72 и для изд. 8К73.

Различие головных блоков изделий 8К72 и 8К73, как сказано выше, обусловлено применением для них различных д.у. В прочих отношениях компоновка ГБ предельно унифицирована с тем, чтобы в обоих случаях использовать одну и ту же ракету-носитель с минимальными доработками.

Возможность унификации ГБ изделий 8К72 и 8К73 облегчается тем, что имеет место компромиссное решение по выбору начальных весов этих ГБ, которое не приводит к существенному



снижению веса полезной нагрузки и позволяет унифицировать конструкцию ГБ в части использования одинаковых баков окислителя, головного обтекателя, юбок и др. Баки горючего при этом для обоих вариантов ГБ отличаются лишь наличием цилиндрического участка (при одинаковых днищах), что вызвано различными значениями коэффициента соотношения компонентов топлива.

В выбранном варианте компоновки ГБ габариты изделий 8К72 и 8К73 не превосходят габаритов изделия 8К71. Наличие свободного пространства во внутренней центральной части корпуса ГБ дает возможность удобного размещения д.у., приборов с.у., полезной нагрузки и БКС.

Конструктивно головной блок представляет собой цилиндрический отсек с 2-мя топливными баками кольцевой формы, соединенными цилиндрической юбкой, подкрепленной силовым набором. Внешние участки баков воспринимают нагрузки на изделие (являются несущими).

Блок баков является корпусом, на который крепятся все агрегаты ГБ (в частности двигатель, часть приборов с.у., контейнер с научной аппаратурой). К верхнему днищу бака окислителя крепится коническая переходная обечайка, оканчивающаяся шпангоутом. На этот шпангоут опирается головной обтекатель и крепится бабка под гиросприборы системы управления.



Большинство элементов конструкции ГБ выполнено из алюминивно-магниевых сплавов (АМг6-Т и Д16А-Т).

Бак окислителя теплоизолирован с внутренней стороны пенопластом и внешней стороны прикрыт кожухом.

Бак горючего снизу прикрыт экраном для защиты от радиационного воздействия струи двигателя.

Головной обтекатель, защищающий головной блок во время прохождения земной атмосферы, с целью уменьшения конечного веса III ступени сбрасывается в начале II ступени полета (на 150 сек). Обтекатель конструктивно состоит из 2-х половин (створок) полумонокковой конструкции, соединенными замками.

Отделение обтекателя состоит в раскрытии замков (от одного пиротолкателя), после чего под действием пружинных толкателей обе створки вращаются относительно своих шарнирных опор и при определенном угле раскрытия обтекателя связь в опорах нарушается и створки обтекателя могут свободно отходить от корпуса изделия.

В качестве органов управления головного блока используются неподвижные сопла, работающие на выхлопном газе от ТНА.

Рулевой агрегат состоит из 3-х дросселей с приводами, 8 трубопроводов и 8 сопл (2 сопла - для управления по тан-



гажу, 2 - по курсу и 4 - по крену).

Сопла управления по тангажу и курсу установлены на нижнем срезе корпуса параллельно оси ГБ и лежат в соответствующих плоскостях стабилизации.

Оси сопел управления по крену лежат в плоскости, перпендикулярной продольной оси ГБ, и наклонены под углом  $20^{\circ}$  к касательной к обводу корпуса в месте установки этих сопел.

*Р.М.М.*  
Двигательная установка ~~посредством рамы~~ крепится к шпангоуту, приваренному к внутренней части бака горючего, и скомпонована таким образом, чтобы обеспечить минимальное заглубление двигателя в переходной отсек, что необходимо с точки зрения надежности разделения ГБ и ЦБ и минимального веса конструкции.

#### 4. СОСТАВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Управление изделием 8К72 (8К73) на I и II ступенях полета осуществляется штатной системой управления изделия 8К71 III этапа в том же составе, за исключением системы радиуправления дальностью, которая отсутствует. Выключение двигателя



II ступени, а также запуск д.у. III ступени производится от автономного прибора (интегратора).

Управление изделием на III ступени осуществляется самостоятельной системой управления.

Система управления III ступени обеспечивает решение следующего комплекса задач:

1. Стабилизацию движения ГБ относительно его центра масс.
2. Стабилизацию центра масс ГБ относительно его расчетной траектории.
3. Уменьшение разброса параметров продольного движения центра масс головного блока (уменьшение области возможных выключений двигателя).
4. Выключение двигателя в момент удовлетворения формулы выключения двигателя, обеспечивающее попадание или облет Луны по заданной траектории.
5. Подготовку к пуску и осуществление пуска.

В соответствии с выполняемыми задачами система управления ГБ подразделяется на следующие составные части:

1. Автомат стабилизации с системой нормальной и боковой стабилизации.



2. Система регулирования скорости (РКС).
3. Система регулирования соотношения компонентов (РСК).
4. Система радиуправления.
5. Бортовое и наземно-пусковое электрооборудование.



35

СИСТЕМА РАДИОУПРАВЛЕНИЯ для изделия 8К72 (8К73) разрабатывается на базе существующей системы радиоправления для изделия 8К71 III этапа.

Система радиоправления, являясь одноканальной, одновременно включает в себя 4 радиополнии: 2 линии для работы с основным пунктом и 2 линии для работы с вспомогательным пунктом, что значительно упрощает бортовую аппаратуру.

Одной из особенностей радиоканала является то, что он несет две различные функции: функции измерения и функции передачи команд.

Ввиду ограничений, накладываемых на вес аппаратуры, применение на борту следящих антенн и мощного бортового ответчика становится неприемлемым, что ухудшает радиосвязь "борт-земля-борт".

Вместо следящих антенн на борту изделия устанавливается антенна с круговой диаграммой ( $\Theta = 35^\circ$ ), ориентированной в сторону наземных пунктов. Мощность бортового передатчика равна 10 квт.

Наземные пункты системы радиоправления, с целью получения оптимальных величин производных, располагаются на рас-



стоянии  $2 \pm 2,5$  тыс. км. от точки выключения двигателя в сторону стартовой позиции вдоль направления стрельбы.

Расстояние между пунктами выбирается порядка  $600 \div 900$  км. Такое расположение пунктов приводит к ухудшению энергетических соотношений радиолиний для траектории изделия 8К72 (8К73) в сравнении с радиолинией изделия 8К71.

Для обеспечения необходимых энергетических соотношений на входах приемных устройств НИИ-885 разработана специальная дублирующая система локационного наведения (СЛОН), обеспечивающая слежение узконаправленных наземных антенн системы радиоуправления ( $\theta = 1^\circ \pm 1,5^\circ$ ) за изделием и условия надежной радиосвязи.

Новое расположение наземных пунктов системы радиоуправления вносит некоторые изменения в счетнорешающее устройство и состав измерений.



## 5. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Поскольку изделия 8К72 и 8К73 создаются на базе изделия 8К71 III этапа, то для проведения предстартовых испытаний и пуска изделий 8К72 и 8К73 может быть использован комплект агрегатов транспортного, подъемно-установочного, заправочного, пускового и вспомогательного наземного оборудования изделия 8К71.

Отдельные агрегаты этого комплекта должны подвергнуться переделкам и доработкам.

Для проведения монтажно-стыковочных работ и заправки ГБ должен быть создан комплект агрегатов и приспособлений.

Порядок и характер подготовительных работ с изделиями 8К72 и 8К73 (кроме работ с головными блоками) остаются такими же, как у изд. 8К71.

## 6. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РАБОТЫ

Экспериментальные работы проводятся для подтверждения и уточнения технических данных, заложенных в эскизном проекте изделий 8К72 и 8К73.



Необходимо провести значительный объем экспериментальных работ для отработки отдельных элементов изделий, узлов, систем, а также комплексных огневых испытаний двигательных установок в земных и высотных условиях.

Основными экспериментальными работами являются следующие:

1. Оработка системы автоматического регулирования соотношения компонентов (РСК).
2. Оработка заборных устройств баков головного блока.
3. Оработка систем наддува баков головных блоков.
4. Оработка системы автоматической заправки и подпитки бака окислителя и системы заправки бака горючего головных блоков.
5. Определение собственных частот колебаний жидкости и коэффициента демпфирования в торовом баке.
6. Экспериментальные исследования процессов в баках головных блоков, заправленных рабочими компонентами топлива.
7. Оработка системы отброса головного обтекателя.
8. Оработка системы отделения контейнера.
9. Оработка узла отделения головного блока.



10. Уточнение аэродинамических характеристик головных блоков.

11. Огневые испытания двигательных установок головных блоков в барокамере.

12. Огневые стендовые испытания головных блоков.

#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РАБОТЫ ПО ОБЪЕКТАМ

Для проверки теплового режима, гидравлических и тепловых характеристик объекта необходимо провести следующие экспериментальные работы:

1. Снятие гидравлической характеристики вентилятора.
2. Определение гидравлических характеристик объекта.
3. Определение тепловых характеристик объекта.
4. Исследование температурных режимов объектов в условиях полета.
5. Определение тепловых характеристик объектов в стартовых условиях.
6. Проверка теплового режима объекта в стартовых условиях.



Прочие экспериментальные работы по объектам:

1. Отработка антенн.
2. Отработка герметичности.
3. Статиспытания.
4. Проверка и отладка системы ориентации.
5. Отработка спецсистем объекта в стендовых условиях и при ракетных испытаниях (баллон, блок испарителей и др.)



Е1 ~ 70 т. кансер.  
Е2 ~ 100 — — —

41  
НЕСЕКРЕТНО

экз. № \_\_\_\_\_

таблица 3А

ВЕСОВАЯ СВОДКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

ИЗДЕЛИЕ 8К72

№ пп	Наименование	Обознач.	колич.	вес кг	Примечание.
1	2	3	4	5	6
А.	Объект Е1 (в контейнере)			170,0	
1.	Основная бортовая аппаратура			32,0	
1.	Система РКО и РТС			23,5	
а)	Блок передатчиков	Е 189	1	7,0	
б)	Блок приемников	Е 187	1	5,0	
в)	Телеметрический блок	КУ-12Б	1	6,0	
г)	А Ф У			5,5	
2.	Система терморегулирования и контроля температуры.			1,00	
а)	Вентилятор с электроприводом	В1		0,54	
б)	Датчики температуры		10	0,2	
в)	Датчики давления	МДД	2	0,26	
3.	Система включения			7,5	
а)	Бортовой коммутатор	БК-1	1	2,5	
б)	Б К С			5,0	

мб.3/454



1	2	3	4	5	6
П.	<u>Аппаратура для научных исследований.</u>			18,5	
1.	<u>Магнитометр</u>			2,93	
а)	Усилитель	СГ-50	I	2,0	
б)	Датчик со штангой	ДМ		0,93	
2.	<u>Счётчик космических лучей</u>	КС-7	I	2,5	
3.	<u>Аппаратура для измерения гамма излучения.</u>			4,5	
а)	счётчик	КС-7Ф	I	2,5	
б)	Приставка	ПКС-7Ф	I	2,0	
4.	<u>Аппаратура для измерения газовой компоненты.</u>			6,3	
а)	Усилитель	Е I82	I	3,5	
б)	Ловушки	ЛП	4	1,6	
в)	Кожух ловушки		4	1,2	
5.	<u>Датчик тяжелых ядер</u>	ТЯ-3	I	1,3	
6.	<u>Аппаратура для регистрации соударений с микрометеоритами.</u>			1,0	
а)	Усилитель	ИС-960	I	0,4	
б)	Датчик соударений	МЭМ-ПЗ	2	0,6	
Ш.	<u>Внутренний выпел</u>	ВГ	2	10,0	



I	2	3	4	5	6
IV.	<u>Источники тока</u>			70,0	
1.	Блок 201	I	I	17,3	
2.	Блок 202		I	17,3	
3.	Блок 203		I	17,4	
4.	Блок 204		I	15,0	
5.	Блок 205		I	3,0	
V.	<u>Конструкция</u>			39,5	
1.	Корпус контейнера	ЕП110-0	I	25,0	
2.	Рама приборная	ЕП121-0	I	6,8	
3.	Детали общей сборки			9,7	
4.	Неучтенные веса			6,0	
					170
Б.	<u>Опорная рама контейнера и механизм отделения</u>			12,0	
1.	Опорная рама		I	10,8	
2.	Толкатель с пироприставкой		I	0,7	
3.	Детали общей сборки		I	0,5	
В.	<u>Блок испарителей с командным устройством и рамой крепления.</u>			103	
1.	Испарители натрия		4	68	11,2кг
2.	Командное устройство с БКС и тепловой изоляцией <i>для натрия</i>		I	18	на
3.	Тепловая изоляция испарителей.		I	8	
4.	Рама крепления		I	6	
5.	Неучтенные веса			3	
Общий вес полезной нагрузки				285 кг.	
				мб.3/454	



ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Из веса 285 кг 15 кг входят в весовую сводку III ступени.

2. Вес полезной нагрузки может быть уменьшен до 230 кг за счёт уменьшения количества испарителей.

3. При полезном весе 182 кг испарители, командное устройство и рама крепления не устанавливаются.

ИЗДЕЛИЕ 8К73

№№ ПП	Наименование	Обознач.	колич.	вес кг	Приме- чание.
I	2	3	4	5	6
A.	<u>Объект Е1</u> (до фактически, что "всего")			170,0	
B.	<u>Установка контейнера с балло- ном, блока испарителей и <sup>и</sup> команд- ного устройства.</u>			<u>275,0</u>	
1.	Опорная рама		I	19,5	
2.	Механизм отделения объекта		I	0,7	
3.	Механизм отделения контейнера с баллоном.		I	0,7	
4.	Контейнер с баллоном и системой раскрытия.		I	100	(баллон)
5.	Испарители натрия		4	96	весит 42кг.
6.	Командное устройство с БКС и тепловой изоляцией.		I	20	



1	2	3	4	5	6
7.	Тепловая изоляция испарителей.			I2	
8.	Неучтенные веса			26	

Общий вес полезной нагрузки

445 кг

ПРИМЕЧАНИЕ: Из веса 445 кг I5 кг входят в весовую сводку III ступени.

НАЧАЛЬНИК ОТДЕЛА 9 *Тихонравов* (ТИХОНРАВОВ)  
28.6.58

*Дресин*  
28.7.58.  
*Винни*  
30.7.58.



7. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ИЗДЕЛИЙ 8К72 и 8К73.

ТАБЛИЦА № I.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ВЕСОВАЯ СВОДКА СУХИХ БОКОВЫХ И  
ЦЕНТРАЛЬНОГО БЛОКОВ ИЗДЕЛИЯ 8К71 III ЭТАПА И  
ИЗДЕЛИЙ 8К72 и 8К73.

а) Боковые блоки.

№ п.	Наименование	Вес /кг/		Примечание
		8К71 III этапа	8К72 и 8К73	
1.	Вес агрегатов, заимствованных от изделия 8К71 III этапа.	3790	3790	
2.	Установка приборов, датчиков и БКС системы измерений: блоки "Б", "Г" и "Д" блок "В"	81 276	33 174	На изд. 8К72 и 8К73 измерит. системы в составе изд. 8А91.
3.	Сухой вес блока /средн./ блоки "Б", "Г" и "Д" блок "В"	3920 3871 4066	3858 3823 3964	



б) Центральный блок

№ № п.п.	Наименование	Вес /кг/		Примечание
		8К71 III этапа	8К72 и 8К73	
1.	Вес агрегатов, заимствованных с изд. 8К71 III этапа	3745	3745	
2.	Головной обтекатель	-	240	
3.	Корпус переходного отсека	79	200	
4.	Корпус приборного отсека	223	230	Сняты обтекатели радиальных антенн, но усилен силовой набор
5.	Монтаж агрегатов на приборном отсеке	13	33	Доработка пневмогидросхемы.
6.	Корпус бака окислителя	1537	1550	Увеличена толщина обечайки передней юбки бака.
7.	Установка основных приборов и БКС системы управления	905	612	На изд. 8К72 и 8К73 радиоприборы с.у. ( $\Delta G = 293\text{кг}$ ) на центральном блоке не устанавливаются.
8.	Установка приборов датчиков и БКС измерительных систем	509	220	На изд. 8К72 и 8К73 измерит. системы в составе изд. 8А91
9.	Резервный вес	-	100	
10.	Сухой вес блока	7011	6930	



ТАБЛИЦА № 2.

ВЕСОВАЯ СВОДКА ГОЛОВНЫХ БЛОКОВ.

Наименование	Вес /кг/		Примечание
	Изд. 8К72	Изд. 8К73	
2	3	4	5
Бак окислителя с теплоизоляцией	210	210	Для изд. 8К73 часть веса о.у. (тр-ды, сопла, газо- распр. устр-во) отнесены к весу д.у.
Бак горючего	126	159	
Межбаковая юбка	45	45	
Защита по заднему срезу	23	23	
Детали связи корпуса с головным обтекателем и центральным блоком	12	12	
Органы управления	40	20	
Системы Д.У.	56	61	
Система РСК	22	22	
Д.У. с заливкой	100	175	
Детали крепления д.у.	10	10	
Установка приборов системы управления и БКС	180	180	
			мб. № 2013



	2	3	4	5
2. Установка датчиков измерительных систем и БКС		20	40	
3. Детали крепления приборов су. и детали связи с полезной нагрузкой		40	40	
4. <i>Без измерит. и науч. аппар.</i> Контейнер с полезной нагрузкой		<del>235</del> 170 115	<del>435</del> 170 265	<i>Всего</i>
5. Краска и детали общей сборки		21	23	
6. Сухой вес головного блока без резерва		I075	I450	
7. Резервный вес		240	290	
1. Резерв на возможное увеличение веса конструкции		<del>160</del>	<del>170</del>	
2. Резерв на возможное увеличение полезной нагрузки		<del>125</del> <del>80</del>	<del>275</del> <del>120</del>	<i>Всего</i>
8. Сухой вес головного блока с резервом		I315	I740	
9. Газообразные продукты, остающиеся в баках		52	58	
10. Гарантийный запас топлива		44	53	
11. Остатки незабора компонентов в баках		33	39	
12. Остатки в трубопроводах		6	10	



I	2	3	4	5
23.	Конечный вес блока	1450	1900	
24.	Рабочий запас компонентов топлива	6600	7540	
25.	Запас компонентов для наддува баков	60	77	
26.	Количество кислорода, испаряющегося в полете	10	10	
27.	Количество газообразного азота для предварительного наддува баков	7	6	
28.	Количество газообразного кислорода и азота, стравливаемых в полете	25	35	
29.	Стартовый вес блока	8075	9475	
30.	Достартовый расход топлива	15	30	
31.	Вес заправленного блока	8090	9505	
32.	Вес заправляемых компонентов	6775	7765	
	I. Окислитель	4507	4636	
	2. Горючее	2261	3123	



ТАБЛИЦА № 3.

ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗДЕЛИЙ 8К72 и 8К73.

№ № п.п.	Наименование	Вес / т /		Примечание
		Изд. 8К72	Изд. 8К73	
1.	Вес полностью заправленного изделия	<u>284,14</u>	<u>285,56</u>	
2.	Стартовый вес изделия	<u>279,34</u>	<u>280,76</u>	
3.	Вес изделия в конце I ступени	89,31	90,73	
4.	Вес изделия в начале II ступени	70,36	71,78	
5.	Вес изделия в конце II ступени	15,81	17,22	
6.	Стартовый вес головного блока	<u>8,08</u>	<u>9,48</u>	
7.	Вес головного блока в конце III ступени	<u>1,45</u>	<u>1,90</u>	
8.	Вес полезной нагрузки с элементами крепления. <i>(уже добавлен)</i>	<u>0,285</u>	<u>0,445</u>	
	а) контейнер с аппаратурой	0,170	0,170	
	б) на ракетной части III ступени	0,115	0,275	
9.	Вес заправляемого запаса компонентов.	260,47	261,46	
10.	Относительный конечный вес:			
	I ступени	0,313	0,309	
	II ступени	0,225	0,240	
	III ступени	0,179	0,200	



ТАБЛИЦА № 4ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК.

№ № п. п.	Наименование	Значение	Примечание
I	2	3	4
I.	Суммарная тяга всех двигателей с учетом тяги выхлопных сопел турбины на I ступени:		
	а) у земли	407,9 т.	
	б) в пустоте	502,3 т.	
2.	Тяга ЦДУ		
	а) у земли	75,2 т	
	б) в пустоте	95,25 т.	
3.	Тяга БДУ		
	а) у земли	83,2 т	
	б) в пустоте	101,8 т.	
4.	Тяга ГДУ в пустоте		
	а) ДУ 8Д7ИИ	10 т	Изд. 8К73
	б) ДУ 8Д7ІА	5 т	Изд. 8К72
5.	Удельная тяга ЦДУ (отнесенная к суммарному расходу, с учетом тяги сопел турбины		
	а) у земли	2460 $\frac{\text{кг.сек.}}{\text{кг}}$	
	б) в пустоте	311,7    -"-	



I	2	3	4	5
6.	Удельная тяга БДУ (отнесенная к суммарному расходу с учетом тяги сопел турбины)			
	а) у земли	255 <u>кг.сек</u>		
		кг		
	б) в пустоте	312 -"		
7.	Удельная тяга ГДУ в пустоте			
	а) ДУ 8Д7II	<u>338</u> -"		Изд. 8K73
	б) ДУ 8Д7I4	<u>320</u> -"		Изд. 8K72



Таблица 24ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАЕКТОРИИ ИЗДЕЛИЙ 8К72 и 8К73ПОПАДАЮЩЕГО И ОБЛЕТНОГО ВАРИАНТОВ.

Характеристика траектории	Попадающая		Облетная	
	8К72	8К73	8К72	8К73
Конечный вес /кг/	1540	2000	1450	1940
Данные конца активного участка:				
время /сек/	<u>706,94</u>	<u>552,56</u>	713,6	<u>554,5</u>
высота /км/	<u>1120</u>	<u>662</u>	1640	<u>980</u>
дальность /км/	<u>3320</u>	<u>2400</u>	2970	<u>2180</u>
скорость / м/сек/	10228	10571	9739	10125
Угол наклона касательной к местному горизонту	21°	16°,5	30°	26°
Отношение абсолютной скорости к местной параболической	<u>1,012</u>	<u>1,012</u>	0,98125	<u>0,9825</u>
Время полета до Луны /сутки/	<u>1,57</u> <i>38,1 час</i>	<u>1,57</u> <i>37,6 час</i>	5,58	<u>5,54</u> <i>~ 6 сутки</i>
Период обращения /сутки/	-	-	11,16	<u>11,08</u>
Наклон плоскости орбиты к плоскости экватора	65°,5	65°,5	65°,5	65°,5
Минимальное расстояние от ракеты до Луны /км/	0	0	30000	<u>30000</u>



Характеристика траектории	Попадающая		Облетная	
	8K72	8K73	8K72	8K73
<p>Предельные значения отклонения параметров движения в конце активного участка, приводящие к промаху для попадающего варианта:</p> <p>по высоте полета / км /</p> <p>по дальности / км /</p> <p>по боковому отклонению /км/</p> <p>по скорости / м/сек/</p> <p>по углу наклона скорости /углов. мин. /</p> <p>по боковой скорости / м/сек /</p> <p>по моменту старта /сек/</p> <p>Углы возвышения для наблюдательных пунктов в момент попадания:</p> <p>Москва</p> <p>Симеиз</p> <p>Старт</p>	<p>I2</p> <p>50</p> <p>50</p> <p>10</p> <p>15</p> <p>80</p> <p>90</p> <p>9°</p> <p>20°</p> <p>3°</p>			

Антонов 28.5.58.

С. Л. Л.  
28.5.58.