



МИНИСТЕРСТВО ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ СССР  
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ  
*Инв. № 8646сс*  
«ЭНЕРГИЯ»

ДИРЕКТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР

АКАДЕМИК

*Л. Глушко* (ГЛУШКО)

1974 г.

РАССЕКРЕЧЕНО

Вх. № 579-68 ДСГ

Дата 21. 11. 2016

Сов. секретно

Экз. № 9

Инв. № С-114сс

КОМПЛЕКСНАЯ  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ  
ПРОГРАММА  
ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ  
ДОПОЛНЕНИЕ

РГАНТД

Фонд № 213

Опись № 2с-1

Дело № 280сс

ПЕРВЫЙ ЗАМЕСТИТЕЛЬ ДИРЕКТОРА  
И ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

И. О. ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР  
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР

*Труфанов* (ТРУФАНОВ)

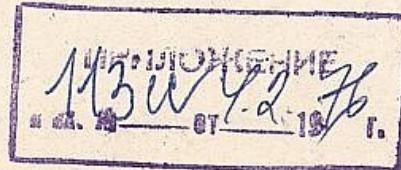
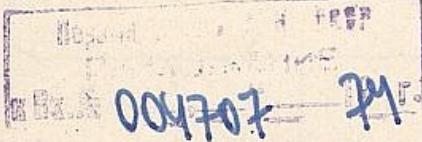
*Коляко* (КОЛЯКО)

*Садовский* (САДОВСКИЙ)

*Прудников* (ПРУДНИКОВ)

*Бушуев* (БУШУЕВ)

1974





**РАССЕКРЕЧЕНО**

**3. МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА  
НА БАЗЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И АНАЛОГА ОРБИТАЛЬНОГО  
САМОЛЕТА МТКС-0**

В томах I и З технических предложений изложена целесообразность создания масштабного аналога орбитального самолета МТКС ( $M 1:2,5 \div 1:3,5$ ) для экспериментального подтверждения в натурных условиях правильности технических решений по орбитальному самолету, в том числе:

аэродинамических характеристик и оптимальности компоновочной схемы;

тепловых режимов при входе в атмосферу и надежности теплозащитного покрытия;

проверки и доводки конструктивных решений самолета;

проверки принципиальных и схемных решений системы управления спуском и др.

Выведение аналога ОС на орбиту ИСЗ может осуществляться ракетой-носителем РЛА-120 специально доработанным для этой цели.

**3.1. Возможности использования МТКС-0 для практических целей**

При ограничении допустимого при пусках ракеты-носителя РЛА-120 ветра на высоте  $8 \div 12$  км до  $25 \div 30$  м/сек и наклонении орбиты  $50,7^\circ$  масса аналога - 26 т оказывается достаточной, чтобы решать на орбите ИСЗ отдельные практические задачи в интересах Министерства обороны, народного хозяйства и науки. Однако на основной орбите с наклонением  $97^\circ$  аналог не может быть использован для практических целей. (см.рис. I лист 20).

В связи с этим на этапе эскизного проектирования должны быть рассмотрены возможности и целесообразность использования аналога ОС на орбитах с наклонением  $97^{\circ}$ , высотой до 400 км. При положительном решении этого вопроса должны быть также определены – объем доработок ракеты-носителя РЛА-120, конкретные задачи, которые может решать система, исходя из характеристик аналога ОС и условия пуска носителя.



В связи с развитыми аэродинамическими поверхностями аналога орбитального самолета, устанавливаемого в головной части ракеты-носителя РЛА-120 (см.рис. 1 ), на ракету-носитель в полете действуют нагрузки, превышающие нагрузки при выведении объектов с обтекателем. Поэтому РЛА-120 для МТКС-0 может использоваться только с ограничением ветра на высоте 8-12 км до 25-30 м/сек, при этом необходимы дополнительные стабилизаторы для обеспечения управляемости ракеты.

Расширение условий полета до больших скоростей ветра требует усиления конструкции ракеты, а для скоростей ветра более 45м/сек требуется еще и увеличения углов качания двигателей РД-150 и РД-1246.

Использование ракеты-носителя РЛА-120 при реализации МТКС-0 предполагается с проведением следующих мероприятий:

снижением допустимого при пусках ракеты-носителя ветра на высоте 8-12 км с 65 м/сек до 45 м/сек (для сохранения принятых углов качания двигателей РД-150 и РД-1246);

введением переходного отсека на ракетном блоке Б, обеспечивающего установку орбитального самолета на ракете-носителе;

установкой дополнительных стабилизаторов, обеспечивающих частичную компенсацию влияния несущих поверхностей орбитального самолета на моментные характеристики ракеты-носителя;

доработкой конструкции ракетных блоков А и Б из-за увеличения нагрузок, что обусловлено ухудшением аэродинамических характеристик ракеты-носителя.

С целью увеличения массы полезного груза в этом случае целесообразно снять с ракетного блока Б приборный отсек и перенести командную и вычислительную аппаратуру СУ, систему радиоконтроля траектории, передающие устройства СИ на орбитальный самолет.

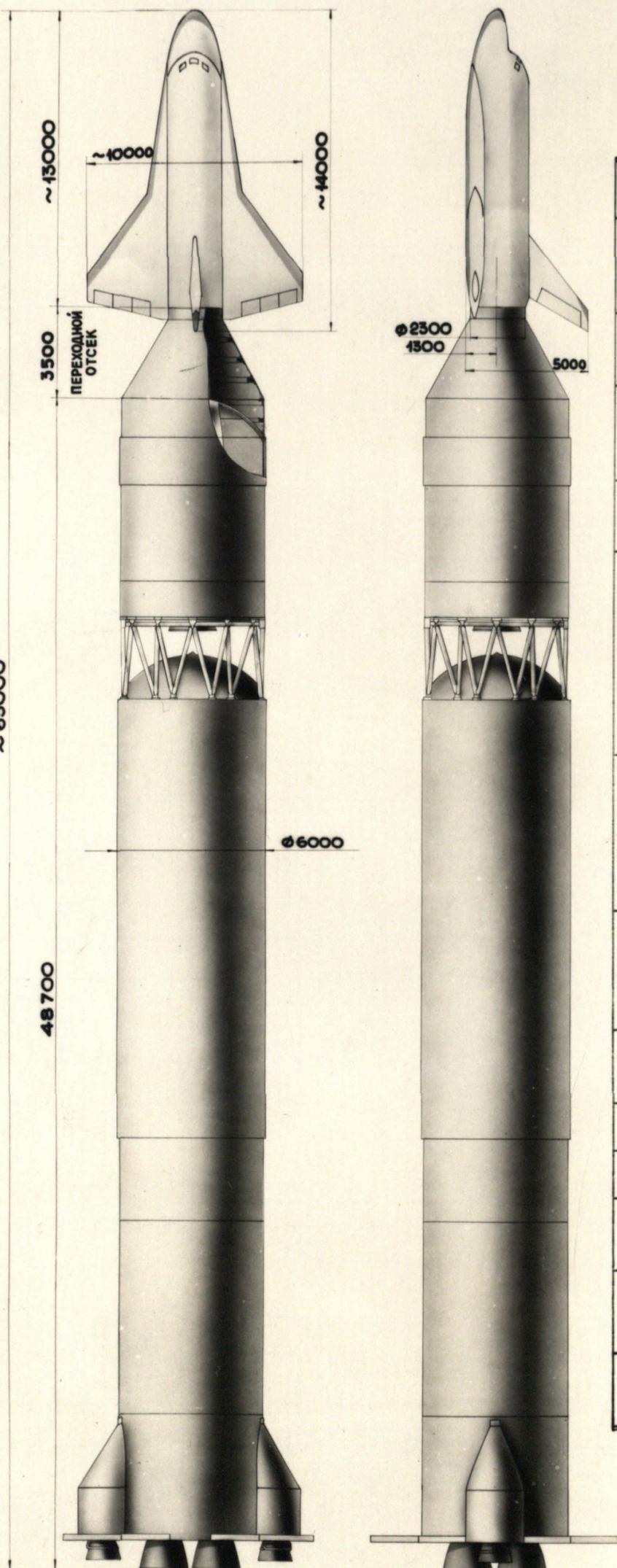
Изменение массы конструкции ракетных блоков А и Б с учетом указанных мероприятий приведено в табл. 3

# МТКС-О

РАССЕКРЕЧЕНО

РАССЕКРЕЧЕНО  
Акт № 001-27-13дсп  
от 08.10.2013

## ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ



1. СТАРТОВАЯ МАССА, т	~ 985
2. ДВИГАТЕЛИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ — ТЯГА У ЗЕМЛИ СУММАРНАЯ, тс — РАЗРАБОТЧИК	1xРД150-2-РД124б <b>1225</b> НПО „ЭНЕРГИЯ“
3. ТОПЛИВО ПЕРВОЙ СТУПЕНИ — МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС), т	O <sub>2</sub> +РГ-1 <b>721</b>
4. ДВИГАТЕЛЬ ВТОРОЙ СТУПЕНИ — ТЯГА В ПУСТОТЕ, тс — РАЗРАБОТЧИК	1xРД125а <b>130</b> НПО „ЭНЕРГИЯ“
5. ТОПЛИВО ВТОРОЙ СТУПЕНИ — МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС), т	O <sub>2</sub> +ЦИКЛИН <b>140</b>
6. МАССА ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (ОС) НА ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ОРБИТЕ С ПАРАМЕТРАМИ Н <sub>α</sub> =200км и Н <sub>γ</sub> =80 км ПРИ НЕДОБОРЕ СКОРОСТИ 30 м/сек, т С ОГРАНИЧЕНИЕМ **W≤25-30 м/сек { i=50,7° СКОРОСТИ ВЕТРА { i=97° (W) ПРИ ВЫВЕДЕНИИ **W≤45 м/сек { i=50,7° НА ВЫСОТЕ 8-12 КМ { i=97°	<b>26</b> <b>22</b> <b>24</b> <b>20</b>
7. МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВЫВОДИМОГО ОС НА ОРБИТУ ИСЗ, т W≤25-30 м/сек { НКР=200км, i=50,7° { НКР=400км, i=97° W=45 м/сек { НКР=200км, i=50,7° { НКР=400км, i=97° ОС НЕ ВЫВОДИТСЯ	<b>5</b> <b>0</b> <b>3</b>
8. МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВОЗВРАЩАЕМОГО ОС С ОРБИТЫ, т НКР = 200 км НКР = 400 км	<b>2,5</b> <b>2,0</b>
9. ЭКИПАЖ ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА, ЧЕЛ.	<b>1</b>
10. МАССА ПЛАНЕРА ОС, т	<b>8</b>
11. МАССА КОНСТРУКЦИИ ОС, т	<b>19</b>
12. ТОПЛИВО НА БОРТУ ОС — МАССА, т	<b>4</b>
13. ПОСАДОЧНАЯ МАССА ОС, т — ПРИ ШТАТНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ — ПРИ АВАРИЙНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ	<b>24</b> <b>24-26</b>
14. ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ОС ПРИ ШТАТНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ, КМ/ЧАС	<b>280-320</b>

\* ДОРАБАТЫВАЕТСЯ КОРПУС ХВОСТОВОГО ОТСЕКА БЛОКА А РЛА-120

\*\* ДОРАБАТЫВАЮТСЯ ОСНОВНЫЕ СИЛОВЫЕ ОТСЕКИ БЛОКОВ А И Б РЛА-120.  
ЧАСТЬ АППАРАТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЙ ПЕРЕНОСИТСЯ С БЛОКА Б В ОС.

Таблица 3

Наименование	Изменение массы конструкции, кг	
	Блок А	Блок Б
1. Переходной отсек	+3100	+3000
2. Приборный отсек	-	-1500
3. Бак окислителя	+2500	+250
4. Межбаковый отсек	+2300	+700
5. Бак горючего	+1100	+120
6. Хвостовой отсек	+4000	-
7. Стабилизаторы	+3500	-
8. Масса "сухого" блока	+16500	+3370

Объем доработок конструкции корпуса ракеты-носителя РЛА-120 при реализации МТКС-0 может быть существенно сокращен путем введения более жесткого ограничения на допустимый при пусках ракеты-носителя ветер (снижение скорости с 65 м/сек до 25-30 м/сек на высоте 8-12км) и проведения при пусках зондирования атмосферы в районе стартовой позиции.

В этом случае достаточно проведения только следующих мероприятий:

введение переходного отсека на ракетном блоке Б (см.табл. 4 п.1);

установка дополнительных стабилизаторов (см.табл. 4 п.7);

усиление конструкции хвостового отсека ракетного блока А (см.табл. 4 п.6)

Изменение массы полезного груза ракеты-носителя РЛА-120 (по отношению к массе полезного груза, указанного в т.П, кн.1) из-за увеличения массы конструкции ракетных блоков А и Б при реализации



Наименование	Изменение массы полезного груза, т.	
	с ограничением скорости ветра до 45 м/сек	с ограничением скорости ветра до 25-30 м/сек
1. Увеличение массы "сухой" конструкции блока А	-2,7	-1,2
2. Увеличение массы "сухой" конструкции блока Б	-3,4	-3,0

В табл. 5 представлены основные характеристики МКС-0 при выведении на ОИСЗ ( $H_x = 80$  км;  $H_\alpha = 200$  км) с учетом использования энергетики орбитального самолета для обеспечения доразгона на активном участке траектории ( $\Delta V = 30$  м/сек) и указанных выше изменений массы полезного груза.

Таблица 5

Наименование	Величина	
	с ограничением скорости ветра до 45 м/сек	с ограничением скорости ветра до 25-30 м/сек
Масса орбитального самолета, т. наклонение орбиты		
$i = 50,7^\circ$	24,0	26
$i = 97^\circ$	20,0	22
Масса МКС-0 в момент старта, т	995	985
Масса заправляемых компонентов топлива, т		
на ракетном блоке I ступени, в том числе рабочий запас	735 721	735 721
на ракетном блоке II ступени, в том числе рабочий запас	I43 I40	I43 I40



Наименование	Величина	
	с ограничением скорости ветра до 45 м/сек	с ограничением скорости ветра до 25-30 м/сек
Компоненты топлива		
- на I ступени		
окислитель	Жидкий кислород по ГОСТ 6631-68 сорт 2	
горючее	РГ-1 по МРТУ № 38 - Т - 244 - 66	
- на II ступени		
окислитель	Жидкий кислород по ГОСТ 6331-68 сорт 2	
горючее	Циклон ТУ № 38 - ОС II28-73	
Масса "сухих" ракетных блоков, т		
- I ступени	76,5	67,5
- II ступени	17,9	18
Номинальная тяга двигательных установок, тс		
- I ступени		
на Земле - основного двигателя	1000	1000
рулевых двигателей	II2,5x2=225	II2,5x2=225
в пустоте- основного двигателя	II33	II33
рулевых двигателей	I26,5x2=253	I26,5x2=253
- II ступени (в пустоте)	I30	I30
Номинальный удельный импульс тяги двигателей, $\frac{\text{кгс.сек}}{\text{кг}}$		
- I ступени		
на Земле - основного двигателя	300	300
рулевых двигателей	302	302

	Величина	
	с ограничением скорости ветра до 45 м/сек	с ограничением скорости ветра до 25–30 м/сек
в пустоте – основного двигателя	340	340
рулевых двигателей	340	340
– II ступени (в пустоте)	357,7	357,7
Максимальная длина МТКС-0, м	65	65
Диаметр миделя носителя МТКС-0, м	6,0	6,0



**РАССЕКРЕЧЕНО**

3.3. Основные характеристики орбитального  
самолёта (ОС) МТКС-0

Габаритные размеры и основные характеристики ОС приведены на рис. 1. Размеры грузового отсека  $\phi$  2 м и длина 5 м.

Укрупнённая весовая сводка ОС для орбиты  $H_{kp} = 200$  км и  $i = 50,7^\circ$ . приведена в таблице 6.

Таблица 6

Наименование систем	Масса систем, кг
1. Экипаж (1 человек)	200
2. Полезный груз	3000
3. Конструкция планера:	7950
- фюзеляж	3600
- крыло	1100
- хвостовое оперение	250
- теплозащита (ТЗП)	3000
4. Посадочное оборудование:	1000
- переднее шасси	330
- заднее шасси	670
5. Двигательная установка орбитального маневрирования и реактивной системы управления	2100
6. Бортовые системы	7200
- система энергопитания	1000
- система электропреобразователей и БКС	1000

Наименование систем	Масса систем, кг
- система обеспечения теплового режима (СОТР)	600
- система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ)	400
- механические и гидросистемы	500
- стыковочное оборудование	1000
- аппаратура системы управления, радио- технических средств и телеметрии	2700
7. Прочее и резерв	400
8. Масса заправляемого топлива ДУ орбиталь- ного маневра и ДУ ориентации и управле- ния	2000
9. Дополнительные жидкости	150
10. Стартовая масса ОС	24000

### 3.4. Особенности эксплуатации ОС

С завода-изготовителя на ТП ОС транспортируется по воздуху (самотранспортировка) с помощью съемных ТРД, устанавливаемых на хвостовом отсеке ОС. Горючее для ТРД размещается в баке, расположенным в грузовом отсеке.

На короткие расстояния ОС может транспортироваться вертолетом В-12 (грузоподъемность до 40 т).

Подготовка ОС к полету заключается в прохождении ремонта, предстартовых проверок и заправок. К носителю ОС пристыковывается в МИКе полностью проверенным и заправленным.

Предполетная подготовка ОС производится на СП совместно с носителем.

Интервал между пусками ОС составляет 15 суток.

### 3.5. Экономические оценки

Стоимость опытно-конструкторских работ на разработку ОС МТКС-0 и модернизацию ракеты-носителя РЛА-120 (для варианта максимальных доработок) по предварительным оценкам равна 660 млн.руб.  
в том числе:

- |                        |                |
|------------------------|----------------|
| - разработка ОС МТКС-0 | - 600 млн.руб, |
| - доработка РЛА-120    | - 60 млн.руб   |

(без учета возможных дополнительных затрат на капитальное строительство).

