

Ил. 8б5Че
Ил. 19Нб.

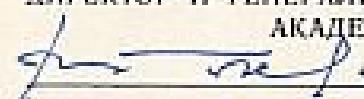


РОССИЙСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ

МИНИСТЕРСТВО ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ СССР
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ
«ЭНЕРГИЯ»

«УТВЕРЖДАЮ»

ДИРЕКТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
АКАДЕМИК

 (ГЛУШКО)

12. 10 1974 г.

РАССЕКРЕЧЕНО

вх. № 579-68207

Дата 21.11.2016

Секретаря

Экз. № 12

Инв. № С-87сс

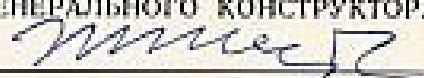
КОМПЛЕКСНАЯ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ
ПРОГРАММА

ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ

ТОМ I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

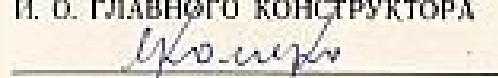
ПЕРВЫЙ ЗАМЕСТИТЕЛЬ ДИРЕКТОРА
И ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

 (ТРУФЛИОВ)

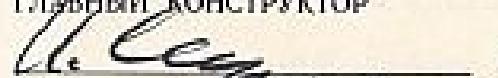
ПЕРВЫЙ ЗАМЕСТИТЕЛЬ ГЕНЕРАЛЬНОГО
КОНСТРУКТОРА И ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
КБЭМ НПО «ЭНЕРГИЯ»

 (РАДОВСКИЙ)

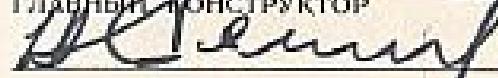
И. О. ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА

 (КОЛЯКО)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

 (САДОВСКИЙ)

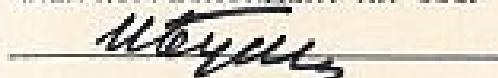
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

 (СЕМЕНОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

 (ПРУДНИКОВ)

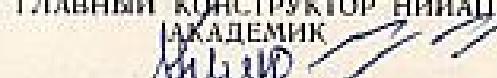
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР

 (БУШУЕВ)

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР МОСКОВСКОГО
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА «ОПЫТ»

(ТУПОЛЕВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИАД

 (НИЛЮГИН)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КБОМ
АКАДЕМИК

(БАРМИН)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИПМ
АКАДЕМИК

(КУЗНЕЦОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР МАШИНО-
СТРОИТЕЛЬНОГО ЗАВОДА «САТУРН»
АКАДЕМИК

(ЛЮЛЬКА)

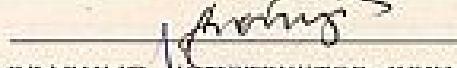
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИП
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР

(РЯЗАНСКИЙ)

ДИРЕКТОР ГИПХ
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР

(ШПАК)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КЕХА

 (КОНОПАТОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КБХМ

 (БОГОМОЛОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КБ-4 КВ «ЮЖНОЕ»

(ИВАНОВ)

РГАДДИ
Фонд № ... 213
Опись № ... 2с-1
Дело № ... 265сс 1974...

ПРИЛОЖЕНИЕ
113 Ч. 2 УЧ.

ВВЕДЕНИЕ	4
I. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПЛЕКСНОЙ ПРОГРАММЫ	14
I.I. Военные, научные и народнохозяйственные задачи, решаемые в рамках комплексной программы	17
I.2. Структура и принципы построения комплексной про- граммы и составных ее частей	33
I.3. Укрупненная программа использования ракет-носи- телей	71
I.4. Состав кооперации основных соисполнителей комп- лексной ракетно-космической программы	76
I.5. Использование существующего задела при realiza- ции комплексной программы	82
2. ЭТАПЫ И СРОКИ РЕАЛИЗАЦИИ КОМПЛЕКСНОЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ	84
2.1. Сроки создания ракеты-носителя РЛА-120	84
2.2. Этапы и сроки создания комплекса многоразовых транспортных космических систем	87
2.3. Сроки создания ракеты-носителя РЛА-150	88
2.4. Сроки создания и развертывания комплекса посто- янной орбитальной станции	88
2.5. Этапы и сроки создания и развертывания лунного экспедиционного комплекса	89
3. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ КОМПЛЕКСНОЙ ПРОГРАММЫ	91

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	
Разраб.					Лит.
Пров.					Лист
Н. контрг					Листом
Утв.					



ГАНТД

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ПОДПРИЕМСТВО
ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ
ДЕЯТЕЛЬСТВУ

Лист

3.1. Общие положения	91
3.2. Результаты оценок	92
3.3. Экономический эффект	99
4. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ И КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ	102
4.1. Основные принципы конструктивных решений	102
4.2. Конструкционные металлические и неметаллические материалы для основных узлов	111
5. ОБОВЬЩЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЕ	120
6. ПОТРЕБНАЯ ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ БАЗА	148
7. ОБОВЬЩЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО КОМПЛЕКСУ ТЕХНИЧЕСКОЙ И СТАРТОВОЙ ПОЗИЦИИ, СТЕНДОВОЙ БАЗЕ И СРЕДСТВАМ ТРАНСПОРТИРОВКИ	166
8. КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС	172
9. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПРОГРАММА ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ (ПОН)	191
10. СОСТАВ ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ "КОМПЛЕКСНАЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ПРОГРАММА"	211
II. КРАТКИЙ ПЕРЕЧЕНЬ ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	215

Зм.	Лист	Ж. докум.	Подп.	Дата

программе АН СССР. При этом в качестве разгонной ступени используются блоки ИІС86 (ДМ) и ИІС813 с удлиненными баками.

2. Постоянная орбитальная станция ПОС, комплектуется из модулей массой ~ 23 т, диаметром до 4,15 м, длиной 20-22 м каждый, специализированных по назначению: для военных задач, народнохозяйственных и научных, но унифицированных по всем служебным системам.

Начиная с конца 1979 г. выводятся по-модульно на синхронно-солнечную орбиту высотой 400 км ракетой-носителем РЛА-120, гдестыкуются. Полагая темп строительства станции по одному модулю в год, полная сборка станции (пять модулей) массой 110-120 т (с транспортными модулями 150-170 т) может быть завершена в 1983 г. Станция начинает функционировать при наличии двух модулей, т.е. с 1980 г., когда численность экипажа составляет 3 чел. (полная численность - 6 - 12 чел.).

Создание станции соответствует развивающейся тенденции к увеличению массы ИСЗ, их комплексированию, увеличению срока службы и уменьшению количества спутников на орbitах.

Обитаемая постоянная станция существенно расширит возможности по использованию и изучению космоса.

Станция гибка по своей программе, ремонтно-пригодна, устаревшее оборудование или модули заменяются.

Эксплуатация такой станции с едиными энергетическим питанием, средствами связи и другими служебными системами приведёт к значительной экономии средств.

Впредь до создания МТКС, обслуживание станции обеспечивается одноразовыми трехместными транспортными космическими кораблями 7К-СТ с ракетой-носителем РЛА-120.

м. Лист	№ докум.	Подп.	Дата
---------	----------	-------	------

Лист

Создание постоянной тяжелой обитаемой многоцелевой орбитальной станции явится качественно новым шагом в освоении космоса и будет носить приоритетный характер.

3. Многоразовая транспортная космическая система (МТКС), двухступенчатая, высотой 67,5 м, стартовая масса - 2800 т.

В качестве первой ступени одноразового использования служат две модульные первые ступени РЛА-120. Разрабатывается сбрасываемый кислородно-водородный блок второй ступени носителя. Максимальная грузоподъемность носителя - 150 т на низкую северо-восточную опорную орбиту.

Многоразовый транспортный космический самолет обладает максимальной грузоподъемностью до 40 т. на северо-восточную низкую опорную орбиту, до 23 т. на синхронно-солнечную орбиту или меньшей грузоподъемностью на соответственно более высокие орбиты. Масса груза, возвращаемого из космоса на Землю - до 20 т.

Вначале создается аналог многоразового космического самолета массой 15-25 т, выводимый на орбиту с помощью РЛА-120. На этом пилотируемом аналоге проверяются основные принятые конструктивные и материаловедческие решения, что позволяет изготовить полноразмерный самолет с носителем в 1984 г. Кроме того этот аналог будет пригоден для самостоятельной эксплуатации в качестве многоразового космического самолета легкого класса.

МТКС эксплуатируется совместно с межорбитальным буксиром, создаваемым на базе блока ИИС86 (ДМ) с удлиненными баками и установленными системами дозаправки, сближения и стыковки с полезным грузом. С одной заправкой баков этот межорбитальный буксир массой 29 т способен 7 раз перевезти груз ~25 т с низкой опорной орбиты на круговую высотой 400км.

В качестве второго этапа МТКС программой предусматривается создание в 1985-90 гг. первой ступени типа тяжелого самолета много-

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

Лист

7

разового использования, который должен заменить первые ступени одноразового использования.

4. Тяжелая двухступенчатая ракета-носитель РЛА-150, грузо-подъёмностью 230 т. на низкую северо-восточную опорную орбиту. Получается подвешиванием шести блоков первой ступени РЛА-120 без рулевых двигателей к кислородно-водородному блоку МТКС с его двигателями.

Стартовая масса - 5800 т, максимальная ширина ~ 21 м, высота 62 м, число двигателей 10.

Вновь создаваемая кислородно-водородная третья ступень с двигателем ИД57М позволяет выводить на геостационарную орбиту спутник массой ~ 40 т. с мощной ядерной энергоустановкой для решения специальных задач МО. Эта же ступень выводит на орбиту спутника Луны ракетный блок массой 60 т минимально необходимой для посадки на Луну экспедиционного корабля массой 22 т с тремя космонавтами, запасом расходуемых компонентов на 5 суток пребывания на Луне и возвращаемой ступенью.

Эти обстоятельства и определили 230 т как необходимую грузо-подъёмность РЛА-150.

Высота РЛА-150 с третьей ступенью и полезным грузом - 100 м.

Летные испытания РЛА-150 проводятся в 1980-1981 г.г.

5. Постоянная лунная база-станция состоит из автономных модулей, окончательно собираемых и испытываемых в заводских условиях на Земле, без проведения на Луне каких-либо работ, кроме расконсервации и развертывания вспомогательных средств. В модулях используются системы служебные и жизнеобеспечения, унифицированные с проверенными на космических кораблях и орбитальных станциях.

зм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

Лист

8

СОВ. СЕКРЕТНО

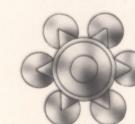
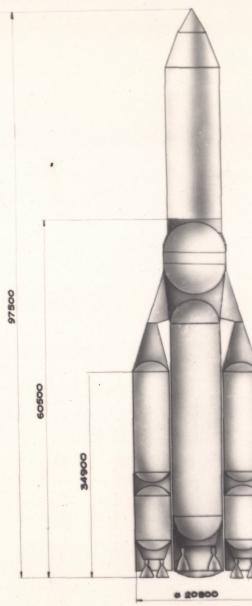
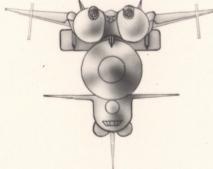
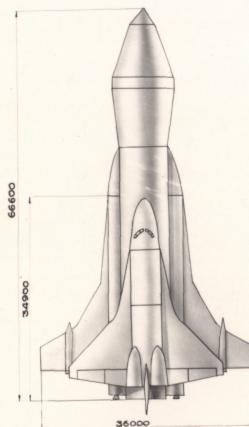
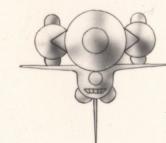
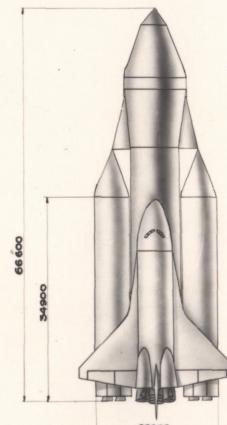
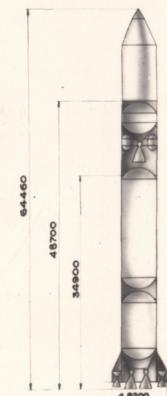
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС „ПОДЪЕМ“

РЛА-150

РЛА-130

РЛА-140

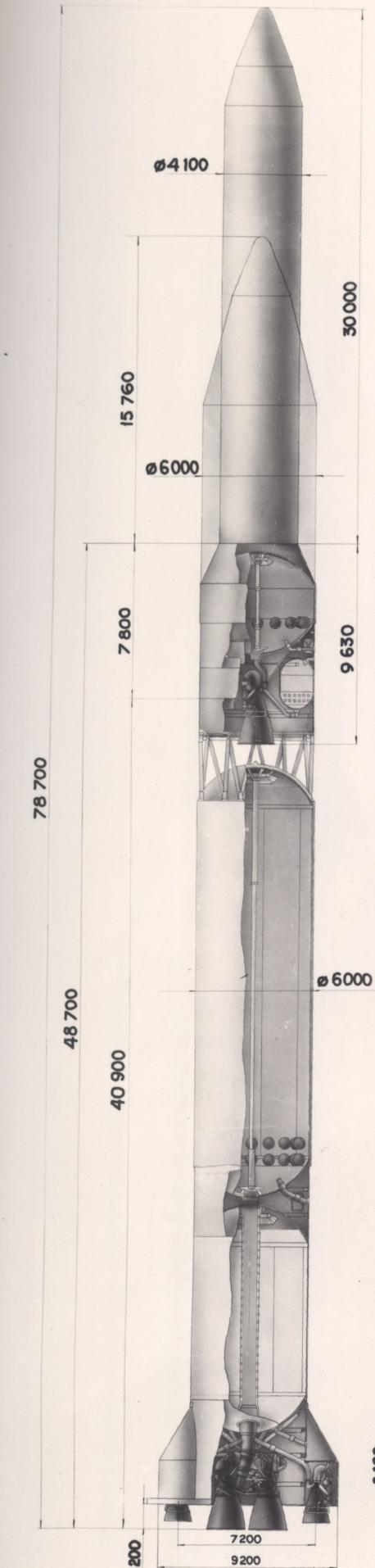
РЛА-120



МН 5152 с. 36.

РУС. 1

РЛА -120



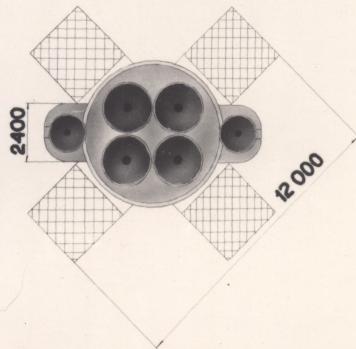
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СТАРТОВАЯ МАССА (т)	980
ДВИГАТЕЛИ	
I ступень РД150, РД124Б ТЯГА (т.с.) (КБЭМ НПО "ЭНЕРГИЯ") УД. ИМП.(СЕК)	1×1000+2×113 300/340
II ступень РД125А ТЯГА(т.с.) (КБЭМ НПО "ЭНЕРГИЯ") УД. ИМП.(СЕК)	1×130 357,7
КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВА	
I ступень	0₂+РГ-1
II ступень	0₂+ЦИКЛИН
МАССА ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА (т)	
I ступень	735
II ступень	140
МАССА КОНСТРУКЦИИ (т)	
I ступень	60
II ступень	15
МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА (т) НА ОРБИТЕ Н = 200 км	
i = 51,8°	28-30
i = 97°	24-25

РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ В КОСМОСЕ	ВЫВЕДЕНИЕ			
	НА СТАЦИОНАР- НУЮ ОРБИТУ	х Луне	к Марсу	к Венере
МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА (т) ПРИ ПРИМЕ- НИИ:	РАЗГОН. БЛ. ТИПА 11С86 ДВИГАТЕЛЬ НД58М	34	7,6	5,4
	РАЗГОН. БЛ. ТИПА 11С813 ДВИГАТЕЛЬ НД14	4,3	85	6,3
				6,9

СТОИМОСТЬ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА
(ПЕРВАЯ ОПЫТНАЯ ПАРТИЯ 20 шт) – 8,5 МЛН. РУБ.
СТОИМОСТЬ СЕРИЙНОГО ОБРАЗЦА (100 шт) – 4,25 МЛН. РУБ.

ВИД А



РЛА - 150

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СТАРТОВАЯ МАССА, т	5 800
ДВИГАТЕЛИ	
I СТУПЕНЬ РД150	ТЯГА, т.с 6 × 1200
(КБЭМ ИПО "ЭНЕРГИЯ")	УД.ИМП., СЕК 300/340
II СТУПЕНЬ РД135	ТЯГА, т.с 250
(КБХА)	УД.ИМП., СЕК 450-455
КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВА	
I СТУПЕНЬ	O₂ + РГ-1
II СТУПЕНЬ	O₂ + H₂
МАССА ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА, т	
I СТУПЕНЬ	4100
II СТУПЕНЬ	920
МАССА КОНСТРУКЦИИ, т	
I СТУПЕНЬ	450
II СТУПЕНЬ	100
МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, т НА ОРБИТЕ Н_{КР}=200 км, L=51,8	
	230

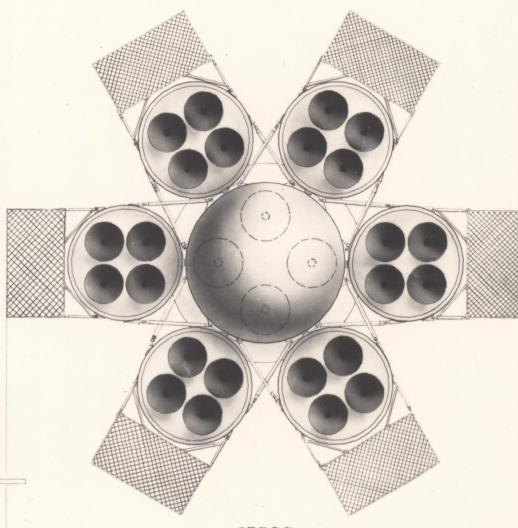
РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ В КОСМОСЕ ВЫВЕДЕНИЕ
НА ОРБИТУ МОНОПЛАННОГО АППАРАТА НА ОИСЛ К МАРСУ К ВЕНЕРУ

МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА (т)
ПРИ ПРИМЕНЕНИИ РАЗГОНО-
ГО БЛОКА В (II ст. РЛА-150)
С ДВИГАТЕЛЕМ 1Д57М
(ТЯГА=40 т.с. УД. ИМП.=455сек)

42	60	63	67
36			

СТОИМОСТЬ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОПЫТНОГО
ОБРАЗЦА - 55 МЛН. РУБ.

ВИД А



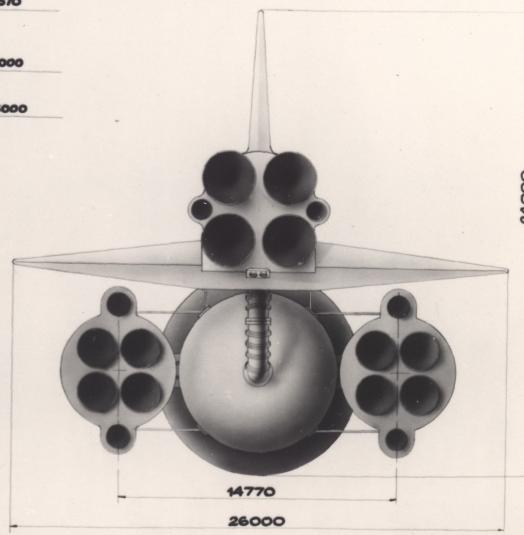
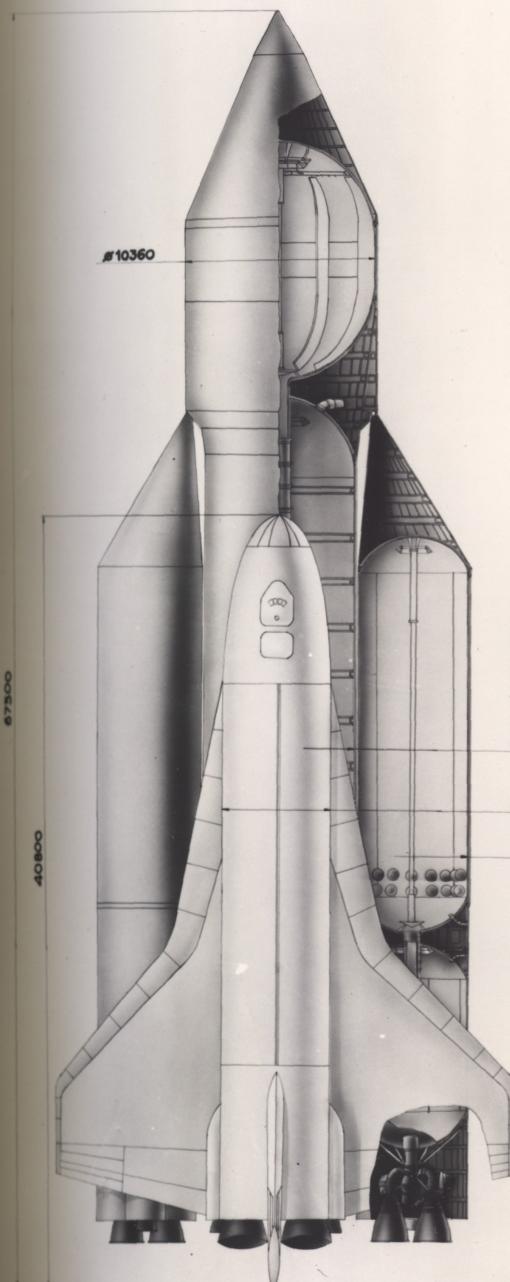
Инв 5217сс экз №37

МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МТКС-І

ОРИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ, ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ И ТОПЛИВНЫЙ ОТСЕК ВТОРОЙ СТУПЕНИ ОДНОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
СТАРТОВАЯ МАССА, (т)	2786 (1860)*
ДВИГАТЕЛИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТЯГА У ЗЕМЛИ СУММАРНАЯ, (т) РАЗРАБОТЧИК	2×РД150+4×РД124Б 2850 НПО „ЭНЕРГИЯ“
ТОПЛИВО ПЕРВОЙ СТУПЕНИ МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС), (т)	$O_2 + PG-1$ 1476
ДВИГАТЕЛИ ВТОРОЙ СТУПЕНИ ТЯГА В ПУСТОТЕ СУММАРНАЯ, (т) РАЗРАБОТЧИК	4 ЖРД 1000 КБХА
ТОПЛИВО ВТОРОЙ СТУПЕНИ МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС), (т)	$O_2 + H_2$ 916 (707)
МАССА ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ (КОНЕЧНАЯ), (т)	67,9 (40)
МАССА ОРИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (ОС) НА ОРБИТЕ, (т)	152 (110)
МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ВЫВОДИМОЙ ОС: (т) НА РАБОЧУЮ ОРБИТУ ($i=97^\circ$, НКР = 400 км) НА ПОЛЯРНУЮ ОРБИТУ ($i=90^\circ$, НКР = 185 км) НА ОПОРНУЮ ОРБИТУ ($i=51,6^\circ$, НКР = 200 км)	20 34 (18,5) 40 (29,5)
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ВОВРАЩЕМАЯ ОС С ОРБИТЫ, (т)	20 (14,5)
ЭКИПАЖ ОРИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (ЧЕЛ.)	3 - 9
МАССА ПЛАНЕРА ОС, (т)	46 (38,2)
МАССА КОНСТРУКЦИИ ОС, (т)	94,4 (68)
ТОПЛИВО НА БОРТУ ОС МАССА, (т)	AT НДМГ 25,8 (9,4)
ПОСАДОЧНАЯ МАССА ОС, (т) ПРИ ШТАТНОМ ВОВРАЩЕНИИ ПРИ АВАРИЙНОМ ВОВРАЩЕНИИ	115 164
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ОС ПРИ ШТАТНОМ ВОВРАЩЕНИИ (КМ/ЧАС)	280-320

* В СКОБКАХ ПРИВЕДЕНЫ ДАННЫЕ ПО АМЕРИКАНСКОЙ СИСТЕМЕ „ШАТЛ“.



Инв 5406ес экз №17

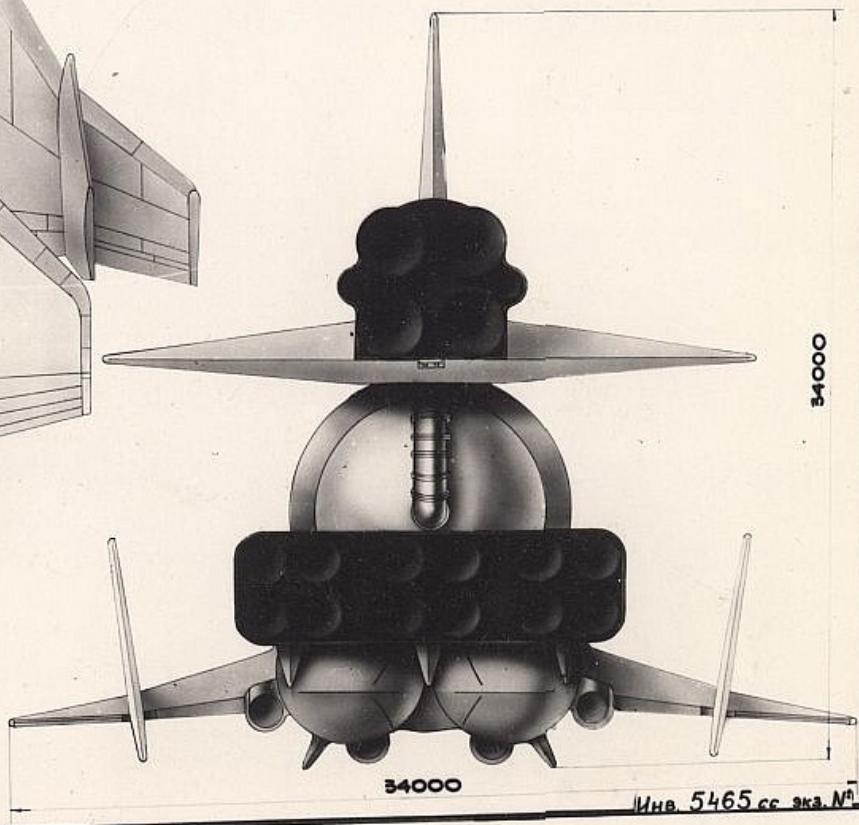
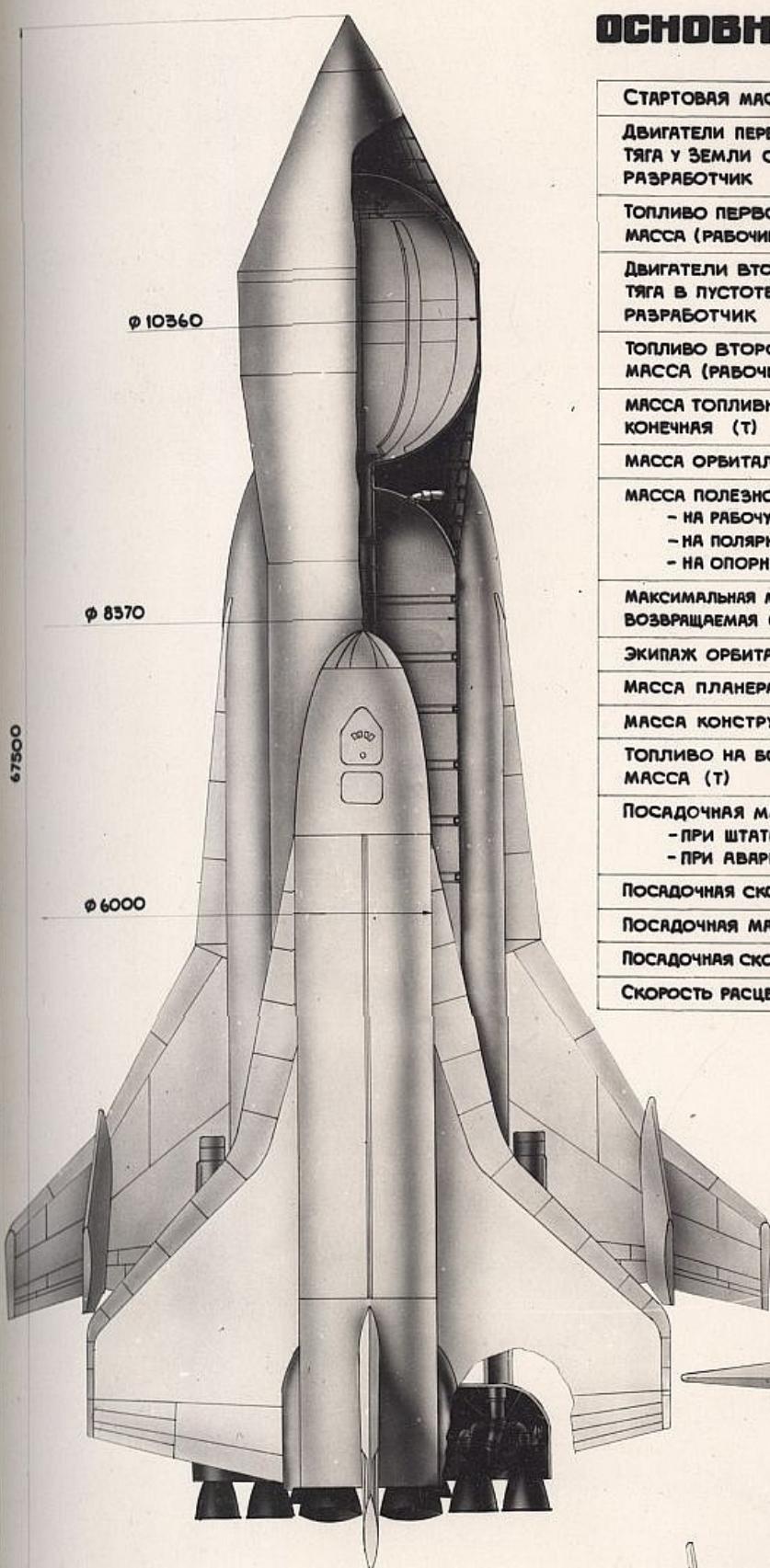
РАССЕКРЕЧЕНО	
Вх. №	
Дата	

МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МТКС-II

ОРИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ И КРЫЛАТАЯ ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ
МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ, ТОПЛИВНЫЙ ОТСЕК
ВТОРОЙ СТУПЕНИ ОДНОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СТАРТОВАЯ МАССА, (т)	2875
ДВИГАТЕЛИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТЯГА У ЗЕМЛИ СУММАРНАЯ, (т) РАЗРАБОТЧИК	3xРД150 3600 ИПО.ЭНЕРГИЯ
ТОПЛИВО ПЕРВОЙ СТУПЕНИ МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС) (т)	0₂+РГ-1 1476
ДВИГАТЕЛИ ВТОРОЙ СТУПЕНИ ТЯГА В ПУСТОТЕ СУММАРНАЯ (т) РАЗРАБОТЧИК	4 ЖРД 1000 КБХА
ТОПЛИВО ВТОРОЙ СТУПЕНИ МАССА (РАБОЧИЙ ЗАПАС)(т)	0₂+Н₂ 816
МАССА ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА ВТОРОЙ СТУПЕНИ КОНЕЧНАЯ (т)	67,9
МАССА ОРИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (ОС) НА ОРБИТЕ (т)	152
МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ВЫВОДИМОЙ ОС: (т) - НА РАБОЧУЮ ОРБИТУ ($I=97^\circ$ Н _{кр} =400 км) - НА ПОЛЯРНУЮ ОРБИТУ ($I=90^\circ$ Н _{кр} =185 км) - НА ОПОРНУЮ ОРБИТУ ($I=51,6^\circ$ Н _{кр} =200 км)	20 34 40
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ВОЗВРАЩАЕМАЯ ОС С ОРБИТЫ (т)	20
ЭКИПАЖ ОРИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (чел.)	3-9
МАССА ПЛАНЕРА ОС (т)	46
МАССА КОНСТРУКЦИИ ОС (т)	94,4
ТОПЛИВО НА БОРТУ ОС МАССА (т)	АТ-НДМГ 25,8
ПОСАДОЧНАЯ МАССА ОС (т) - ПРИ ШТАТНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ - ПРИ АВАРИЙНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ	115 164
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ОС ПРИ ШТАТНОМ ВОЗВРАЩЕНИИ (км/час)	280-320
ПОСАДОЧНАЯ МАССА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ (т)	208
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ (км/час)	280-320
СКОРОСТЬ РАСЦЕПКИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ (м/сек)	1520



ПОСТОЯННАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ

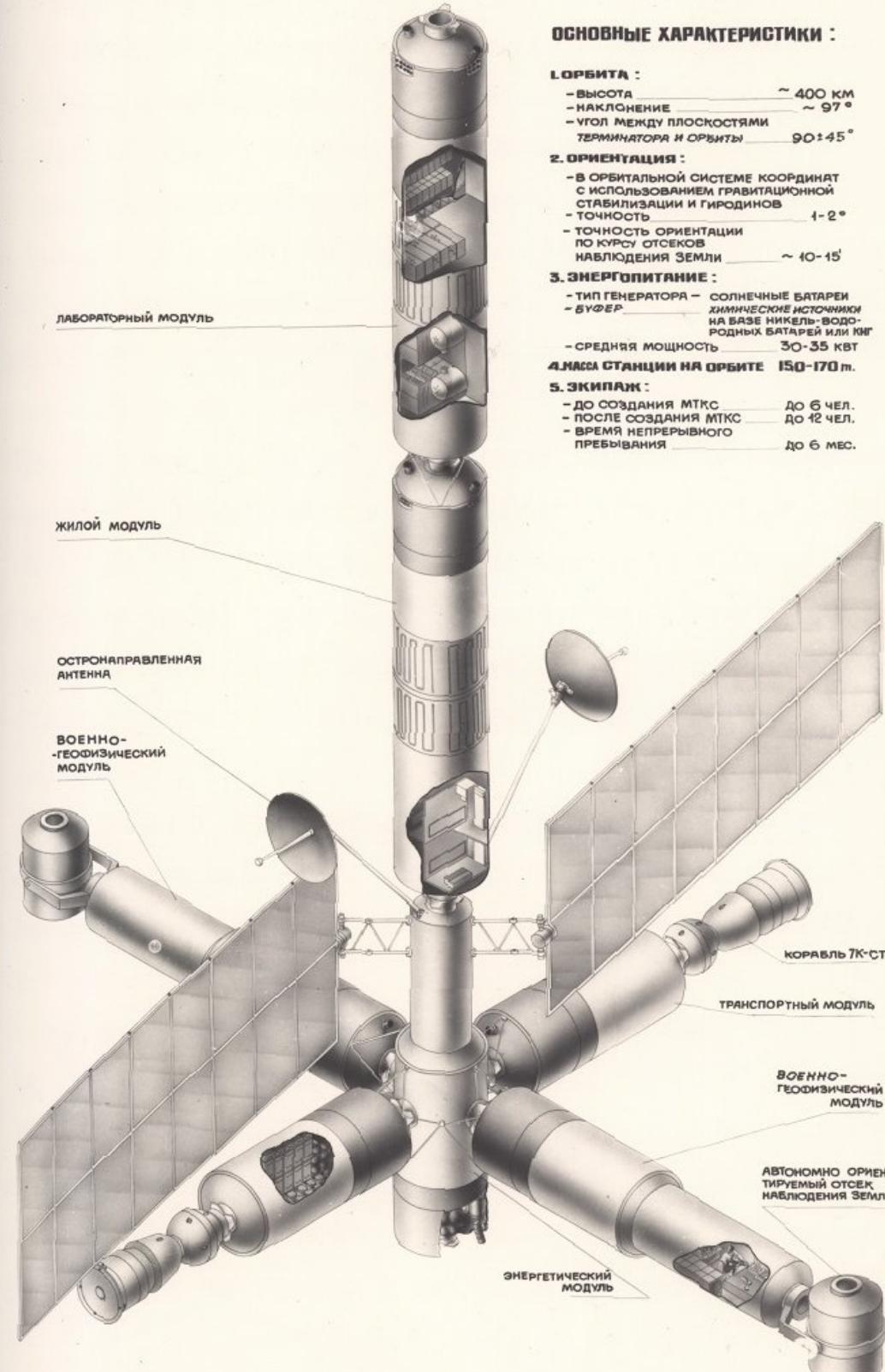
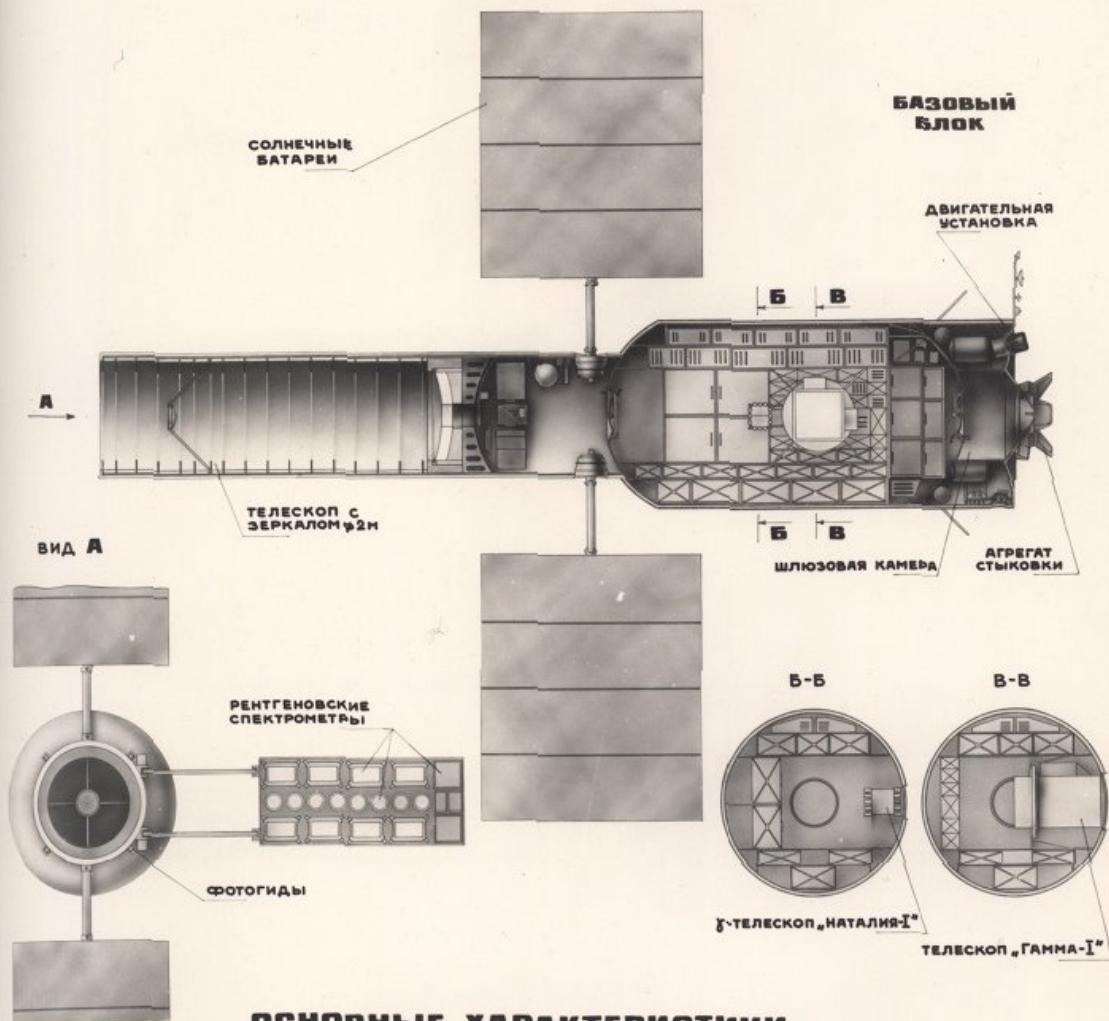
ИНВ. 5179 СС-экз N^o 12

рис. 8

51

АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ



ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

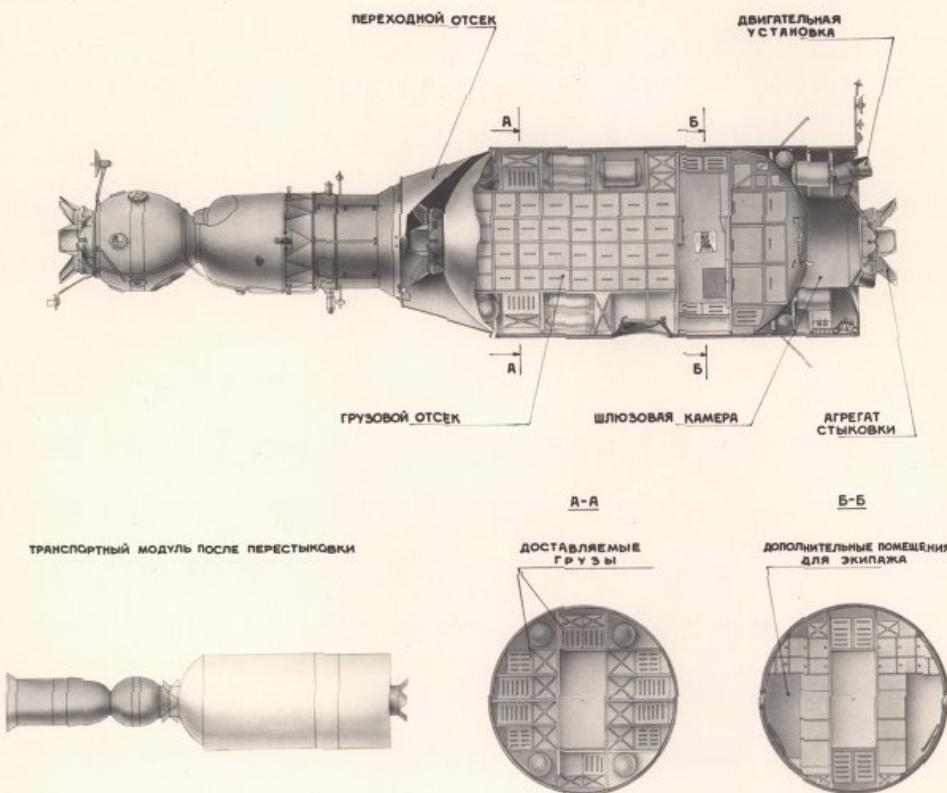
1. МАССА МОДУЛЯ	~ 24 т
2. МАССА ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ	$\sim 7-8$ т
3. ОСНОВНЫЕ РАЗМЕРЫ <ul style="list-style-type: none"> - ДЛИНА - МАКСИМАЛЬНЫЙ ДИАМЕТР - РАЗМЕР ПО СБ - РАЗМЕР ПО ПАНЕЛИ РЕНТГЕНОВСКОЙ АППАРАТУРЫ 	<ul style="list-style-type: none"> 22,5 м 4,15 м 18,2 м 11,0 м
4. СИСТЕМА ЭНЕРГОПИТАНИЯ <ul style="list-style-type: none"> - СРЕДНЯЯ МОЩНОСТЬ - ПЛОЩАДЬ СБ - БУФЕР - МАССА БУФЕРА 	<ul style="list-style-type: none"> 2-3 квт 60 м² кнг 500 кг
5. СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ <ul style="list-style-type: none"> - ТИП ОРИЕНТАЦИИ - ТОЧНОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ - ОСНОВНЫЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ - ГИРОДИНЫ С СУММАРНЫМ КИНЕТИЧЕСКИМ МОМЕНТОМ ПО ВСЕМ ОСЯМ 	В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ 10-15' 450 кгм сек
6. ВРЕМЯ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ	3-5 лет
7. ОСНОВНАЯ ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА <ul style="list-style-type: none"> - ТЕЛЕСКОП ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ В СУБМИЛЛИМЕТРОВОМ, ИК, ОПТИЧЕСКОМ И УФ ДИАПАЗОНАХ С ДИАМЕТРОМ ЗЕРКАЛА 2 м. - РЕНТГЕНОВСКИЕ СПЕКТРОМЕТРЫ (СКР-01, СКР-02, РС-17) С ЭФФЕКТИВНОЙ ПЛОЩАДЬЮ ~ 10000 см². - ½ ТЕЛЕСКОПЫ "ДИСК-М", "ГАММА-І", "НАТАЛИЯ-І" ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ПОТОКОВ ГАММА-ЛУЧЕЙ С ЭНЕРГИЯМИ 0,02-100 МэВ. 	

Инв 5284сс экз №5

ТРАНСПОРТНЫЙ МОДУЛЬ

КОРАБЛЬ 7К-СТ

БАЗОВЫЙ БЛОК



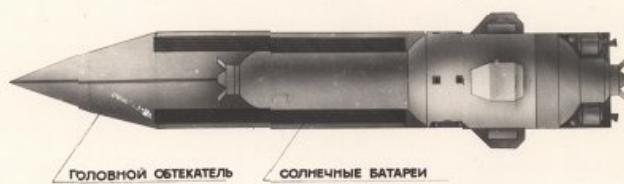
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

1 СОСТАВ МОДУЛЯ	
- БАЗОВЫЙ БЛОК С ГРУЗОВЫМ ОТСЕКОМ	
- КОРАБЛЬ 7К-СТ	
2 ЭКИПАЖ	3 ЧЕЛ
3 ВРЕМЯ РАБОТЫ В СОСТАВЕ ПОС (БЕЗ КОРАБЛЯ 7К-СТ)	1-3 ГОДА
4 ВРЕМЯ ПРЕБЫВАНИЯ КОРАБЛЯ 7К-СТ В СОСТАВЕ ПОС	ДО 0,5 ГОДА
5 МАССА МОДУЛЯ	~24 т
В ТОМ ЧИСЛЕ КОРАБЛЯ 7К-СТ	7,5т
6 МАССА ДОСТАВЛЯЕМЫХ ГРУЗОВ	5,0т
7 ОСНОВНЫЕ РАЗМЕРЫ	
- ДЛИНА	~18 м
- ДИАМЕТР	4,15 м
8 КОЛИЧЕСТВО АГРЕГАТОВ СТЫКОВКИ	3

Инв.5281с экз.№70

МОДУЛИ ПОСТОЯННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

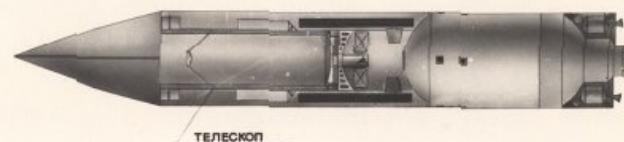
1. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ
центр управления станции
энергетика станции



2. ВОЕННО-ГЕОФИЗИЧЕСКИЙ
регулярные наблюдения
исследования и отработка
методов и аппаратуры
наблюдения поверхности
Земли и окружающего про-
странства в интересах
обороны, народного хозяй-
ства, науки



3. АСТРОФИЗИЧЕСКИЙ



4. ЖИЛОЙ

размещение систем СЖЖ
жилые каюты
бытовые помещения



5. ЛАБОРАТОРНЫЙ

медицинско-биологические и
технологические исследования

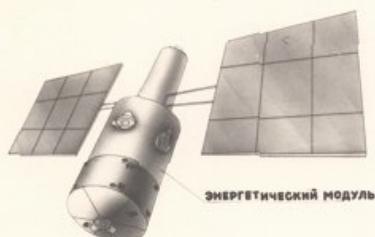
6. ТРАНСПОРТНЫЙ

доставка экипажа на станцию
доставка груза на станцию



СХЕМА СБОРКИ ПОСТОЯННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

1. ВЫВЕДЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ



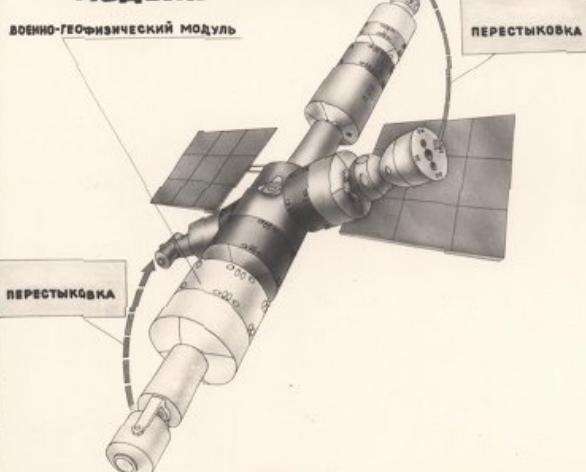
2. ВЫВЕДЕНИЕ И ПРИСТЫКОВКА ЖИЛОГО МОДУЛЯ



3. ВЫВЕДЕНИЕ И ПРИСТЫКОВКА ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ. НАЧАЛО РАБОТЫ СТАНЦИИ



4. ВЫВЕДЕНИЕ И ПРИСТЫКОВКА ВОЕННО-ГЕОФИЗИЧЕСКОГО МОДУЛЯ



5. ВЫВЕДЕНИЕ И ПРИСТЫКОВКА ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ



6. ВЫВЕДЕНИЕ И ПРИСТЫКОВКА 2-ГО ВОЕННО-ГЕОФИЗИЧЕСКОГО МОДУЛЯ. ЗАВЕРШЕНИЕ СБОРКИ СТАНЦИИ



7. СТАНЦИЯ С ДВУМЯ ТРАНСПОРТНЫМИ МОДУЛЯМИ

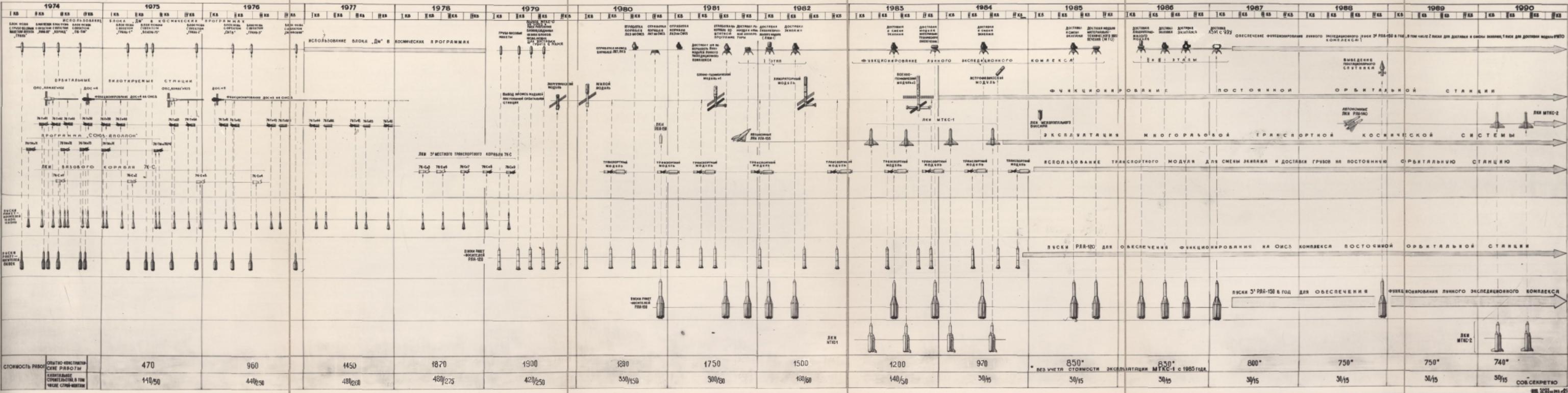


рис. 12

шнб 497/сс из 29

ПРОГРАММА ПУСКОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НПО „ЭНЕРГИЯ“ В 1974-1990 Г.Г.

СОВ.СЕКРЕТНО



Поставка двигателя РД-150 на огневые стендовые испытания в составе блока первой ступени РЛА-120 возможна начиная с июля 1978г. Огневые стендовые испытания блоков РЛА-120, как следует из сетевой модели программы, рис. I6, могут быть проведены в 1978 году.

Летно-конструкторские испытания ракеты носителя РЛА-120 возможно осуществить в 1979 году.

С IV квартала 1979 года РЛА-120 может быть использована для выведения модулей комплекса постоянной орбитальной станции на ОИСЗ и для других задач.

2.2. Этапы и сроки создания комплекса многоразовых транспортных космических систем

Ракета-носитель РЛА-130 образует совместно с возвращаемым орбитальным самолетом РЛА-135 многоцелевую транспортную космическую систему МТКС-1.

Как следует из сетевой модели программы, рис.I6, летно-конструкторские испытания системы МТКС-1 возможно начать в I-м полугодии 1983 г. При этом основными определяющими факторами являются продолжительность создания и отработки орбитального самолета РЛА-135, создание и отработка мощного кислородно-водородного двигателя тягой 250 т.с. и строительство необходимой стендовой базы.

Для огневых технологических и огневых стендовых испытаний предусмотрено строительство универсального стенда - срок ввода в строй - IV квартал 1979 года.

Поставка кислородно-водородного двигателя на огневые стендовые испытания в составе блока возможна начиная с апреля 1980 года.

Срок начала автономных летных испытаний РЛА-135 возможен в 1981 году.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

На этапе лётно-конструкторских испытаний предусмотрено проведение 4-х отработочных пусков МТКС-І в 1983-1984 гг.

В ІУ кв. 1984 года МТКС-І может быть сдана в эксплуатацию.

В комплексной программе предусмотрено дальнейшее развитие и совершенствование системы МТКС по пути создания многоразовой возвращаемой І ступени самолётного типа. Создание и отработка подобной системы, как следует из сетевой модели, возможна в период 1980 - 1990 г.г.

2.3. Сроки создания ракеты-носителя РЛА-І50

Оценка возможного срока создания ракеты-носителя РЛА-І50 проведена с учётом основного принципа, заложенного в конструкцию и состоящего в максимальной унификации модулей І ступени РЛА-І50 с І ступенью РЛА-І20; кислородно-водородного блока РЛА-І50 с соответствующим блоком МТКС-І. С учётом вышесказанного, срок создания РЛА-І50 определяется, в первую очередь, возможностями производственной базы и готовностью наземного комплекса.

Как следует из сетевой модели программы, рис. 16, лётные испытания РЛА-І50 можно начать в ІУ квартале 1980 года.

Начиная с 1982 года с помощью РЛА-І50 осуществляется развертывание и последующая эксплуатация лунного экспедиционного комплекса, в 1988 году осуществляется запуск мощного геостационарного спутника.

2.4. Сроки создания и развертывания комплекса постоянной орбитальной станции

Основными факторами, лимитирующими сроки создания и развертывания станции, являются возможные сроки создания и отработки систем станции, обладающих большими ресурсами, в том числе системы жизнеобеспечения, энергопитания и др., а также возможности производственной и экспериментальных баз.

Ним.	Лист	№ локум.	Подп.	Дата

Этапы создания и развертывания станции рассмотрены в сводной сетевой модели программы, рис. 16

Срок выведения первого модуля станции - энергетического, определяется сроком создания и отработки ракеты-носителя РЛА-120 и возможен не ранее IУкв. 1979г.

Процесс развертывания станции осуществляется путем последовательного выведения на ОИСЗ функциональных модулей жилого - в 1980г, военно-геофизического - в 1981г., лабораторного - в 1982 году, геофизического № 2 - в 1983 году, астрофизического - в 1984 году.

Доставка на станцию экипажа и грузов обеспечивается последовательным выведением, начиная со II квартала 1980 года, транспортных модулей.

Более детально этапы создания и развертывания постоянной орбитальной станции рассмотрены в "генеральном графике создания ПОС" в томе IV.

2.5. Этапы и сроки создания и развертывания лунного экспедиционного комплекса

Основными составными частями лунного экспедиционного комплекса являются ракета-носитель РЛА-150, космические корабли, обеспечивающие доставку на поверхность Луны технических средств и экипажа, и собственно модули лунного комплекса.

Срок осуществления лунной экспедиции I этапа и развертывания лунного экспедиционного комплекса определяется сроками готовности этих составляющих. Возможные сроки готовности ракеты-носителя РЛА-150 рассмотрены выше.

Основными факторами, определяющими сроки создания лунного комплекса, являются продолжительность создания и отработки систем и возможности производственной и экспериментальной баз.

Процесс создания и развертывания лунного экспедиционного комплекса осуществляется поэтапно. На I этапе, начинающемся в 1981

Лист	№ докум.	Подп.	Дата
------	----------	-------	------

Лист

89