

Инв. № 8656с
иши. 1981.



РОССИЙСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ

МИНИСТЕРСТВО ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ СССР
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ
«ЭНЕРГИЯ»

РАССЕКРЕЧЕНО

Вх. № 579-68 ДСН

Дата 21.11.2016

Сов. секретно

Экз. № 11

Инв. № С-107сс

«УТВЕРЖДАЮ»

ДИРЕКТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
АКАДЕМИК

25. 10 (глушко)

1974 г.

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
МОСКОВСКОГО МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО
ЗАВОДА «ОПЫТ»

1974 г.

«УТВЕРЖДАЮ»

(ТУПОЛЕВ)

КОМПЛЕКСНАЯ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ
ПРОГРАММА

ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ

ТОМ III

МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

ПЕРВЫЙ ЗАМЕСТИТЕЛЬ ДИРЕКТОРА
И ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

(ТРУФАНОВ)

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

(РАДОВСКИЙ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР

(САДОВСКИЙ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИАП
АКАДЕМИК

(ПИЛЮГИН)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КВОМ
АКАДЕМИК

(БАРМИН)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИПМ
АКАДЕМИК

(КУЗНЕЦОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР НИИП
ЧЛЕН КОРРЕСПОНДЕНТ АН СССР

(РЯЗАНСКИЙ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КВХА

(КОНОПАТОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КБХМ

(БОГОМОЛОВ)

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ММЗ «ОПЫТ»

(БЛИЗНЮК)

РГАНТД

Фонд № 213

Опись № 2 с-1

Дело № 276сс

1974

ПРИЛОЖЕНИЕ

113ч.2м.10

2. СОСТАВ СИСТЕМ И ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОМПЛЕКСУ МТКС

2.1. Состав систем комплекса

Комплекс МТКС включает в себя системы подготовки и проведения пуска, выведения и возвращения полезных нагрузок.

2.1.1. Многоразовая транспортная космическая система выведения и возвращения представляет собой двухступенчатую ракету с возвращаемым орбитальным самолетом многоразового применения.

Первая ступень состоит из двух модульных ракетных блоков А ракеты-носителя РЛА-120 с двигателями РД-150, форсированными по тяге у Земли до 1200 тс.

Вторая ступень включает в себя орбитальный самолет и подвесной топливный отсек, сбрасываемый на траектории выведения после выработки рабочего запаса топлива. Двигатели второй ступени размещены на орбитальном самолете и функционально связаны с подвесным топливным отсеком и системами ОС при выведении и аварийных ситуациях.

Орбитальный самолет (РЛА-135) представляет собой гиперзвуковой аппарат с крылом двойной стреловидности и вертикальным оперением, оснащенный ракетными жидкостными двигателями для орбитального маневрирования и реактивного управления.

Проектом ТЗ [1] предусматривается также проработка возможности создания грузового варианта путем замены орбитального самолета многоразового применения на одноразовый ракетный блок с выводимой полезной нагрузкой, использующий ДУ и элементы СУ второй ступени. Из-за отсутствия данных по полезным нагрузкам проработка такого варианта на данной стадии не проводилась.

| Изм. | Лист | № докум. | Подл. | Дата |
|------|------|----------|-------|------|
| | | | | |

Лист

15

2.1.2. Система подготовки и проведения пуска представляет собой наземный комплекс обеспечения МТКС и состоит из стартово-посадочного и командно-измерительного комплексов.

Стартово-посадочный комплекс включает в свой состав стартовую позицию с автономными пусковыми устройствами, техническую позицию с монтажно-испытательным корпусом, ремонтно-восстановительным заводом, а также посадочную полосу с площадками и станциями послеполетного обслуживания.

Командно-измерительный комплекс включает центры управления и обработки измерений, наземные приемно-передающие пункты и поисково-спасательные средства.

Развернутый состав составляющих элементов основных систем комплекса МТКС приводится в соответствующих разделах технического предложения.

2.2. Основные требования к системам комплекса МТКС

2.2.1. Требования к системе выведения и возвращения

Со стороны полезных нагрузок основные требования к системе выведения сводятся к следующим:

масса полезной нагрузки, выводимая системой выведения на опорную круговую орбиту ИСЗ (с наклонением к экватору $i = 51,6^\circ$ при высоте $H_{kr} = 200$ км), должна составлять 40 т;

масса полезной нагрузки, возвращаемая с опорной орбиты в грузовом отсеке орбитального самолета, должна составлять 20 т; опорные трассы пусков характеризуются наклонениями орбит

$$i = 91-102^\circ \text{ и } i = 51-63^\circ.$$

| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
|------|------|----------|-------|------|
| | | | | |

Лист

16

Требования к элементам построения системы выведения:

компоненты топлива - нетоксичные (кислород-керосин для ДУ первой ступени, кислород - водород для ДУ второй ступени);

ступени МТКС должны состоять из унифицированных модулей системы ракет-носителей с минимальными доработками.

Общие требования к составляющим узлам и элементам системы выведения и возвращения приводятся в соответствующих разделах технического предложения.

2.2.2. Требования к наземному комплексу обеспечения в части, определяющей технические возможности и затраты на создание наземного комплекса, сводятся к следующим:

наземный комплекс должен обеспечивать программу 20-25 пусков в год с гарантированным сроком надежной эксплуатации 10 лет;

стартово-посадочный комплекс МТКС должен обеспечивать прямое выведение объектов на синхронно-солнечные орбиты ($i = 97^{\circ}-102^{\circ}$) и орбиты с наклонением в диапазоне $i = 51^{\circ}-63^{\circ}$;

два автономных пусковых устройства должны допускать параллельную подготовку и пуск двух изделий;

техническая позиция должна обеспечивать одновременную сборку двух изделий;

посадочная полоса размерами 5x0,1 км располагается вблизи стартового комплекса.



РОССИЙСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ

3. ОБОСНОВАНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНОЙ КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ МТКС

Принципиальная компоновочная схема существенно влияет на геометрические и массовые характеристики системы выведения.

К ее выбору предъявляются следующие общие требования:
обеспечение минимальных затрат на разработку и производство;
максимальная степень использования унифицированных узлов и агрегатов;

учет технических возможностей существующей производственной базы.

Определяющим моментом для построения всей многоразовой транспортной космической системы является выбор компоновочной схемы орбитального самолета.

3.1. Компоновка орбитального самолета

Компоновка орбитального самолета (ОС) определяется приведенными в разделе 2 основными требованиями.

Реализация этих требований однозначно определяет необходимость применения самолетной схемы [2]. Особенность аэродинамической компоновки обусловлена работой ОС в широком диапазоне скоростей ($0,5 < M < 20$), охватывающем гиперзвуковые скорости при сходе с орбиты и аэродинамическом торможении и дозвуковые скорости при заходе на посадку. Обеспечение высоких летных качеств в этих условиях предопределяет использование несущего фюзеляжа с крылом двойной стреловидности и развитым вертикальным (хвостовым) оперением.

Применение ОС как универсального транспортного средства с целью снижения воздействия внешних факторов на выводимую и возвращаемую полезную нагрузку определяет необходимость внутреннего

грузового отсека с контролируемыми по давлению и температуре условиями. Габариты грузового отсека обусловливаются заданным по проекту [1] классом полезных грузов.

Вынесение ДУ II ступени на ОС формирует конфигурацию и габариты хвостового отсека фюзеляжа, а также обуславливает боковое размещение ОС относительно ракеты-носителя и принципы построения механических и гидравлических связей.

Кабина экипажа располагается в носовой части фюзеляжа и исполняется в виде съемного блока, не участвующего в силовой схеме. Такое решение позволяет вести автономную отработку кабины и ее систем и может упростить организацию спасения экипажа в ряде аварийных ситуаций.

Для защиты конструкции от воздействия высоких температур при выведении и спуске предусматривается использование съемных теплоизоляционных панелей на участках поверхности, где температура нагрева превышает 1500°C.

Внешняя конфигурация ОС показана на рис. I.

3.2. Компоновочная схема МТКС-І

В соответствии с приведенным в разделе 2 составом МТКС-І включает орбитальный самолет РЛА-135, подвесной топливный отсек и первую ступень.

В обеспечение требований о максимальной унификации модульных ракетных блоков разрабатываемой НПО "Энергия" системы ракет-носителей в основу построения компоновочной схемы МТКС-І (рис. 2) положены ракетные блоки первой ступени РЛА-120, а центральный модульный блок Ц МТКС используется на ракете-носителе РЛА-150 также в качестве второй ступени.

| | | | | |
|------|------|----------|-------|------|
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
|------|------|----------|-------|------|

Лист

19

ОРБИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ

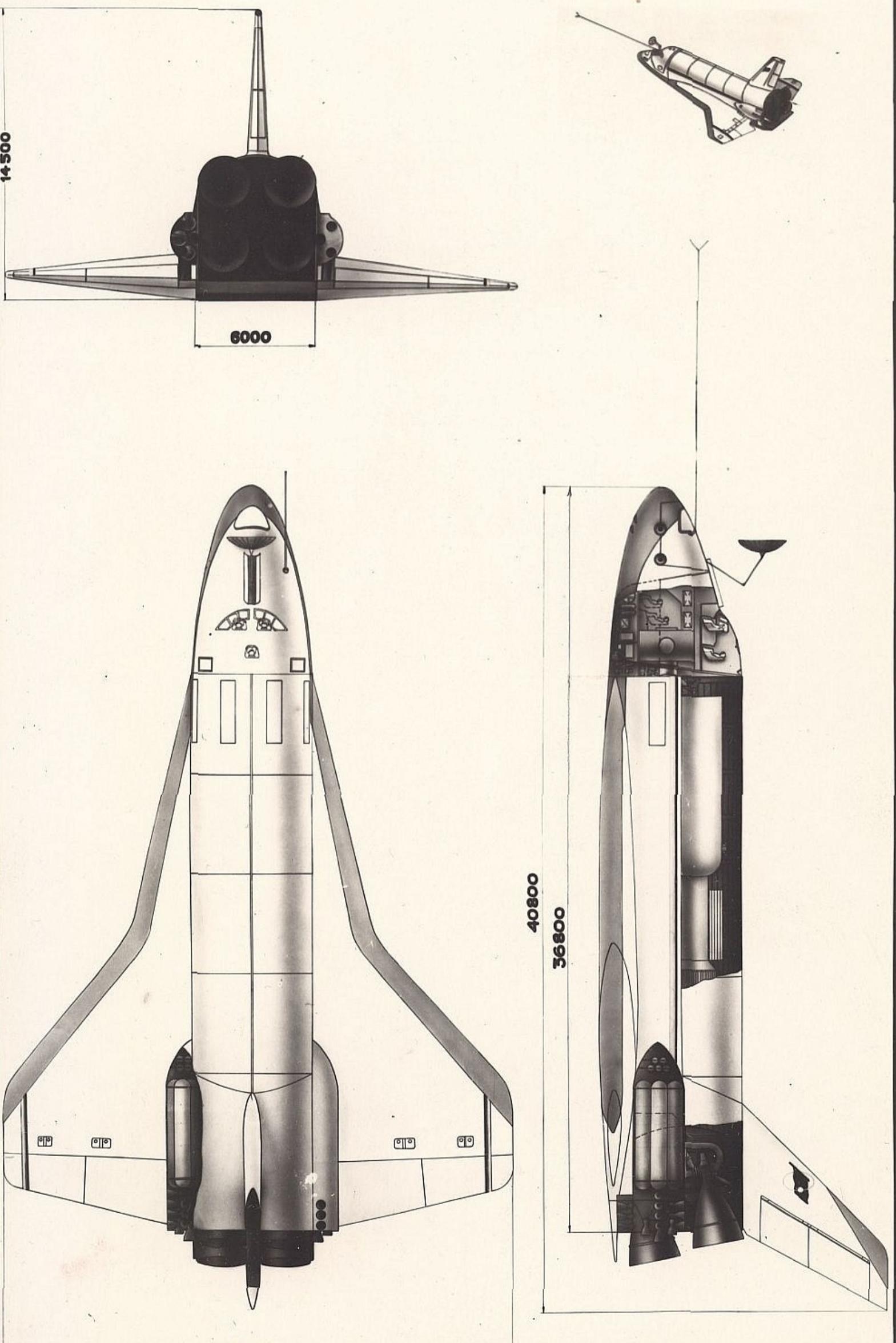


Рис. 1

инв. 5317 с. экз. №



Вид A

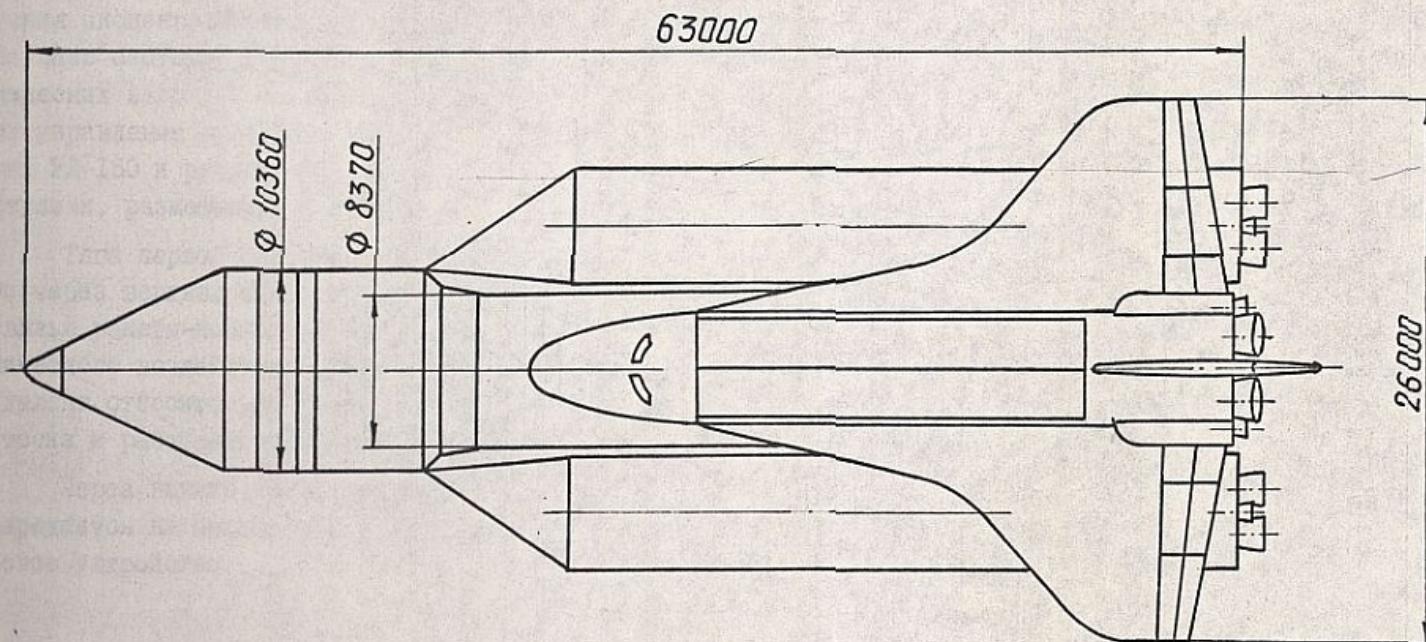
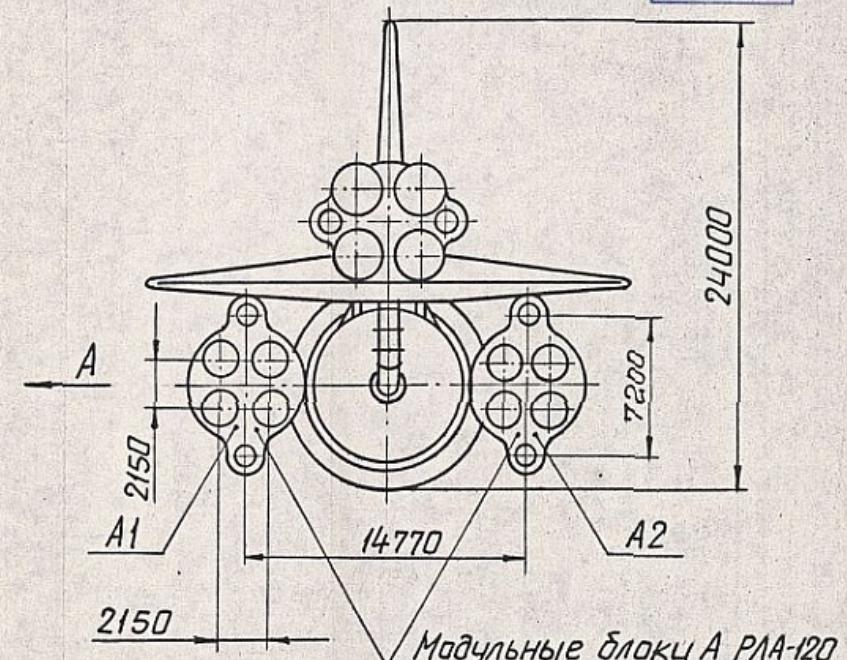
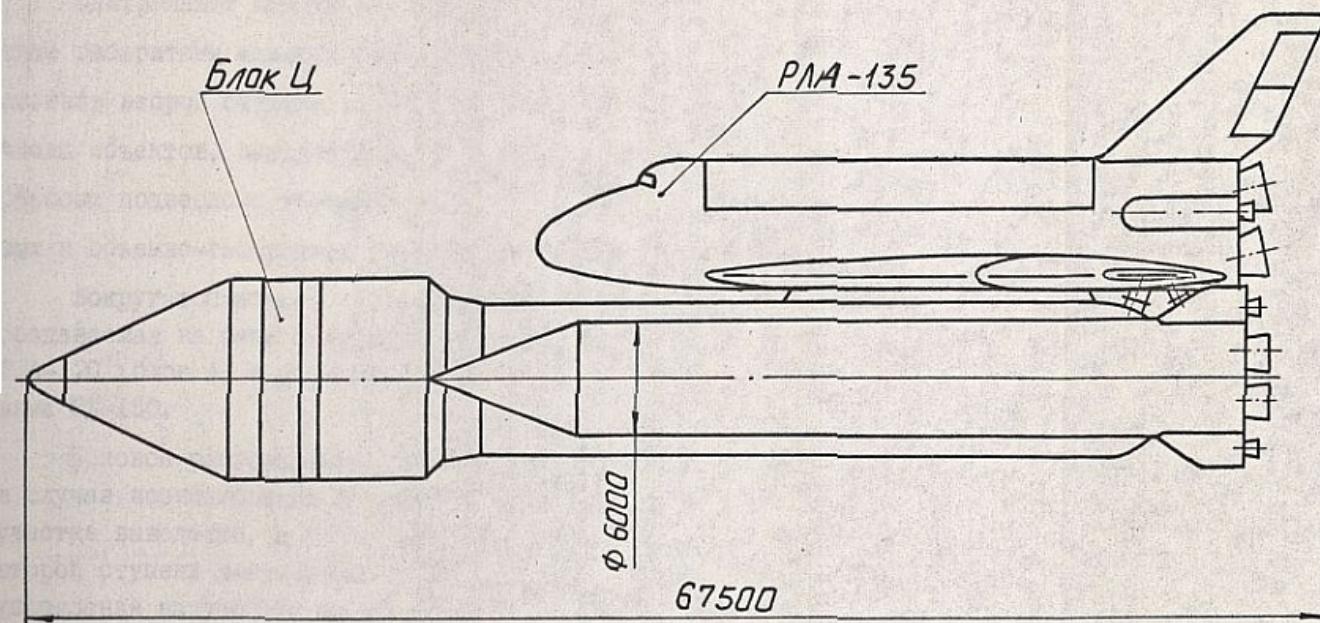


Рис. 2. Компоновочная схема МТКС-1

| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
|------|------|----------|-------|------|
| | | | | |



II. ТЕХНИЧЕСКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ

II.I. Орбитальный самолет

II.I.1. Габаритные размеры, м:

| | |
|---|------|
| длина | 41,4 |
| высота с учетом вертикального оперения (без выпуска шасси) | 14,5 |
| размах крыла | 26 |
| диаметр грузового отсека | 5 |
| длина грузового отсека | 20 |

II.I.2. Массовые характеристики, т:

| | |
|---|-------|
| в момент старта МТКС на ОИСЗ с наклонением к плоскости экватора $i=51,6^{\circ}$ | 171 |
| на ОИСЗ с апогеем 200 км и перигеем 80 км ($i = 51,6^{\circ}$) | 154 |
| на ОИСЗ с $H_{кр}=200$ км ($i = 51,6^{\circ}$) | 152 |
| конструкция | 94,5 |
| при штатной посадке | 115 |
| при аварийной посадке | 164 |
| топливо для вывода из аварийной ситуации на первых 40 с полета | 6,78 |
| топливо для орбитального маневрирования и реактивного управления (рабочий запас) | 23,76 |

II.I.3. Количество и типы двигателей:

| | |
|-----------------------------|-----------------------------|
| второй ступени | 4 Кислородно-водородных ЖРД |
| орбитального маневрирования | 2 ЖРД |
| реактивного управления | 40 ЖРД (импульсные) |
| | 10 УМРД |

II.1.4. Номинальная тяга двигателя в пустоте, тс:

| | |
|-----------------------------|-----|
| второй ступени | 250 |
| орбитального маневрирования | 3,5 |
| реактивного управления | 0,4 |

II.1.5. Компоненты топлива двигателей:

| | |
|---|-------------|
| второй ступени | $O_2 + H_2$ |
| орбитального маневрирования и реактивного управления | AT+НДМГ |

II.1.6. Диапазон регулирования двигателей

| | |
|-------------------|----------|
| второй ступени, % | -50...+9 |
|-------------------|----------|

II.1.7. Объем отсека экипажа, м³:

| | |
|---------|-----|
| общий | 120 |
| рабочий | 80 |

II.1.8. Число космонавтов:

| | |
|---|------|
| экипаж | 3 |
| пассажиры (за счет уменьшения массы полезного груза) | до 6 |

II.1.9. Продолжительность пребывания на ОИСЗ:

| | |
|---|-------------|
| штатная | до 7 суток |
| с дополнительно расходуемыми запасами массы на работу бортовых систем и обеспечение жизнедеятельности | до 30 суток |

II.1.10. Дальность бокового маневрирования

| | |
|---|------------|
| за счет использования аэродинами- ческого качества, км | ± 2000 |
|---|------------|

II.1.11. Посадочная скорость, км/ч:

| | |
|-----------------------|---------|
| при штатной посадке | 280-320 |
| при аварийной посадке | 360-370 |

II.1.12. Кратность применения, полеты:

| | |
|------------|---------------------------|
| планера | не менее 100 |
| двигателей | 50 с доведением до 100 |



II.2. Подвесной топливный отсек

II.2.1. Габаритные размеры, м:

| | |
|------------------------|-------|
| длина | 56,2 |
| диаметр бака кислорода | 10,36 |
| диаметр бака водорода | 8,37 |

II.2.2. Массовые характеристики, т:

| | |
|-------------------------------------|-------|
| при полной заправке | 982 |
| в момент старта | 977,4 |
| при отделении первой ступени МТКС-1 | 632,5 |
| при отделении от ОС | 67,9 |
| рабочий запас топлива | 909,5 |
| заправляемый запас топлива | 917,5 |

II.2.3. Кратность использования, раз

I

II.3. Первая ступень МТКС-1

II.3.1. Количество модульных блоков А

2

II.3.2. Габаритные размеры блоков А1 и А2
первой ступени, м:

| | |
|-----------------------------------|------|
| длина | 43,8 |
| диаметр по бакам | 6,0 |
| по обтекателям рулевых двигателей | 9,2 |

II.3.3. Массовые характеристики, т:

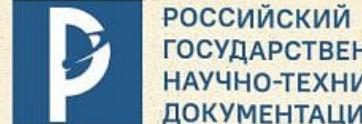
| | |
|--------------------------------|--------|
| при полной заправке | 1647 |
| в момент старта | 1638 |
| при разделении второй ступенью | 162 |
| рабочий запас топлива | 1476 |
| заправляемый запас топлива | 1507,5 |

II.3.4. Компоненты топлива:

| | |
|------------|-----------------|
| окислитель | жидкий кислород |
| горючее | РГ-1 |

II.3.5. Количество и типы двигателей:

| | |
|----------|-----------|
| основные | 2 РД-150 |
| рулевые | 4 РД-1246 |



II.3.6. Номинальная тяга двигателей у Земли, тс:

| | |
|----------|-----------|
| основных | 2 x 1200 |
| рулевых | 4 x 112,5 |

II.3.7. Кратность применения, раз

I

II.4. Система выводения МТКС-1

II.4.1. Габариты, м:

| | |
|---------------------------------------|------|
| длина | 67,5 |
| высота (по вертикальному оперению ОС) | 24 |
| ширина (по размаху крыльев ОС) | 26 |

II.4.2. Массовые характеристики, т:

| | |
|--------------------------------|--------|
| при полной заправке | 2800 |
| в момент старта | 2786,5 |
| в конце работы первой ступени | 965,6 |
| в начале работы второй ступени | 803,6 |
| в конце работы второй ступени | 232,2 |

II.4.3. Номинальная тяга двигателей при старте, тс

3626

II.4.4. Тяговооруженность:

| | |
|-----------------------------------|------|
| при старте | 1,30 |
| второй ступени (после разделения) | 1,24 |

II.4.5. Масса полезной нагрузки, выводимая в грузовом отсеке ОС, т:

| | |
|---|---|
| на опорную круговую орбиту ИСЗ высотой $H_{кр} = 200$ км при наклонении $i = 51,6^\circ$ | (при дополнительном за- пасе $V_x = 120 \text{ м/с}$) |
| на полярную орбиту с $H_{кр} = 200$ км | 29,5 |
| на орбиту высотой $H_{кр} = 400$ км, при наклонении $i = 97^\circ$ | 20 |

РАССПЕКРЕЧЕНО
Док. № _____
Дата _____

Вид А Соб.секретно

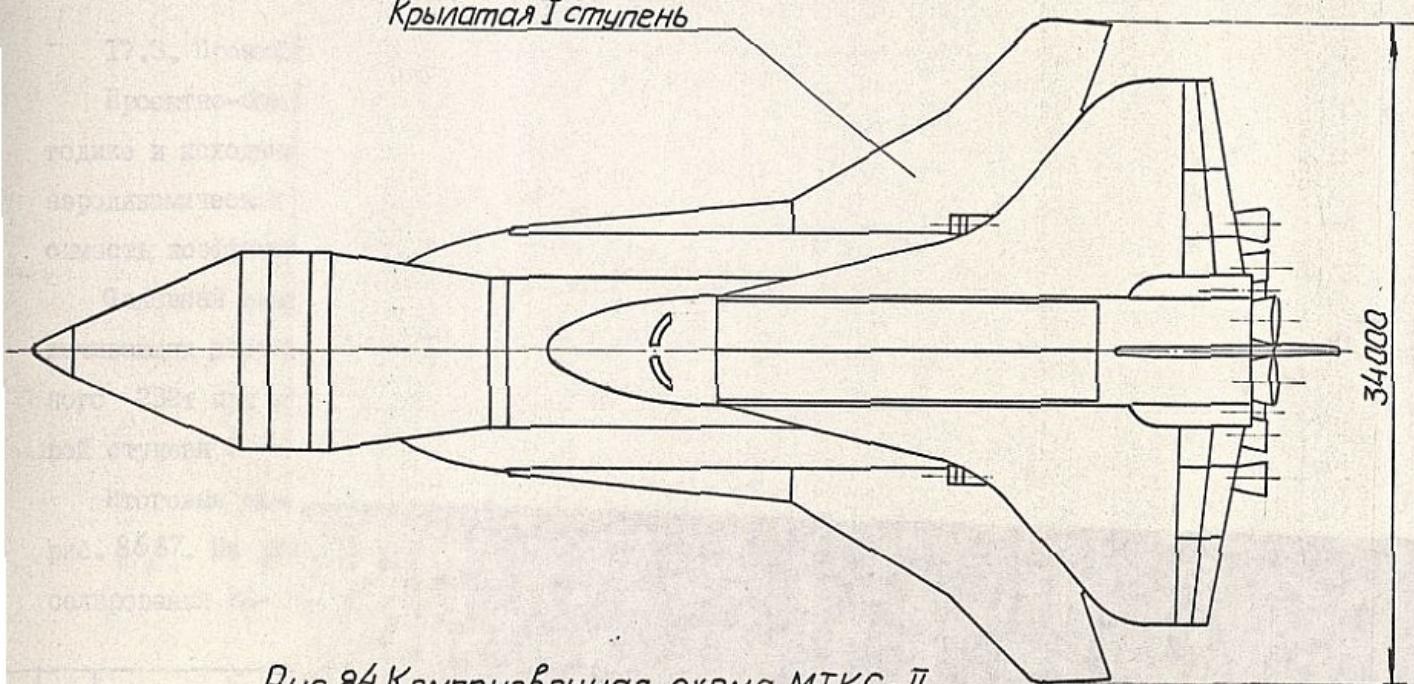
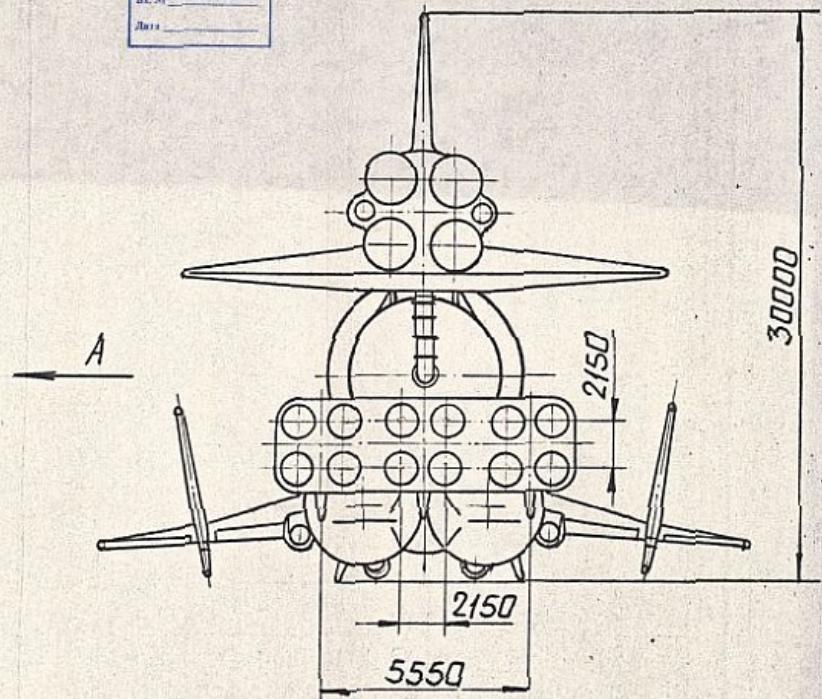
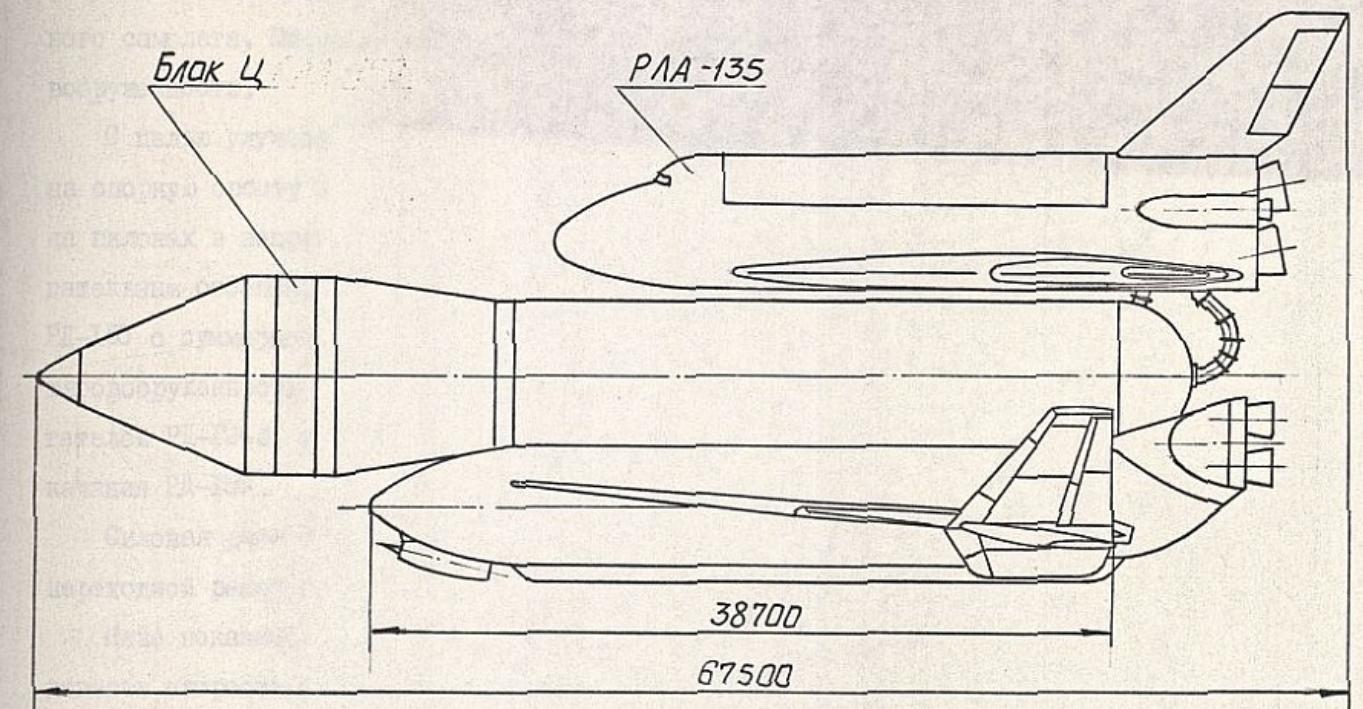


Рис.84. Компоновочная схема МТКС - II



РОССИЙСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
ДОКУМЕНТАЦИИ

МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МТКС - II

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

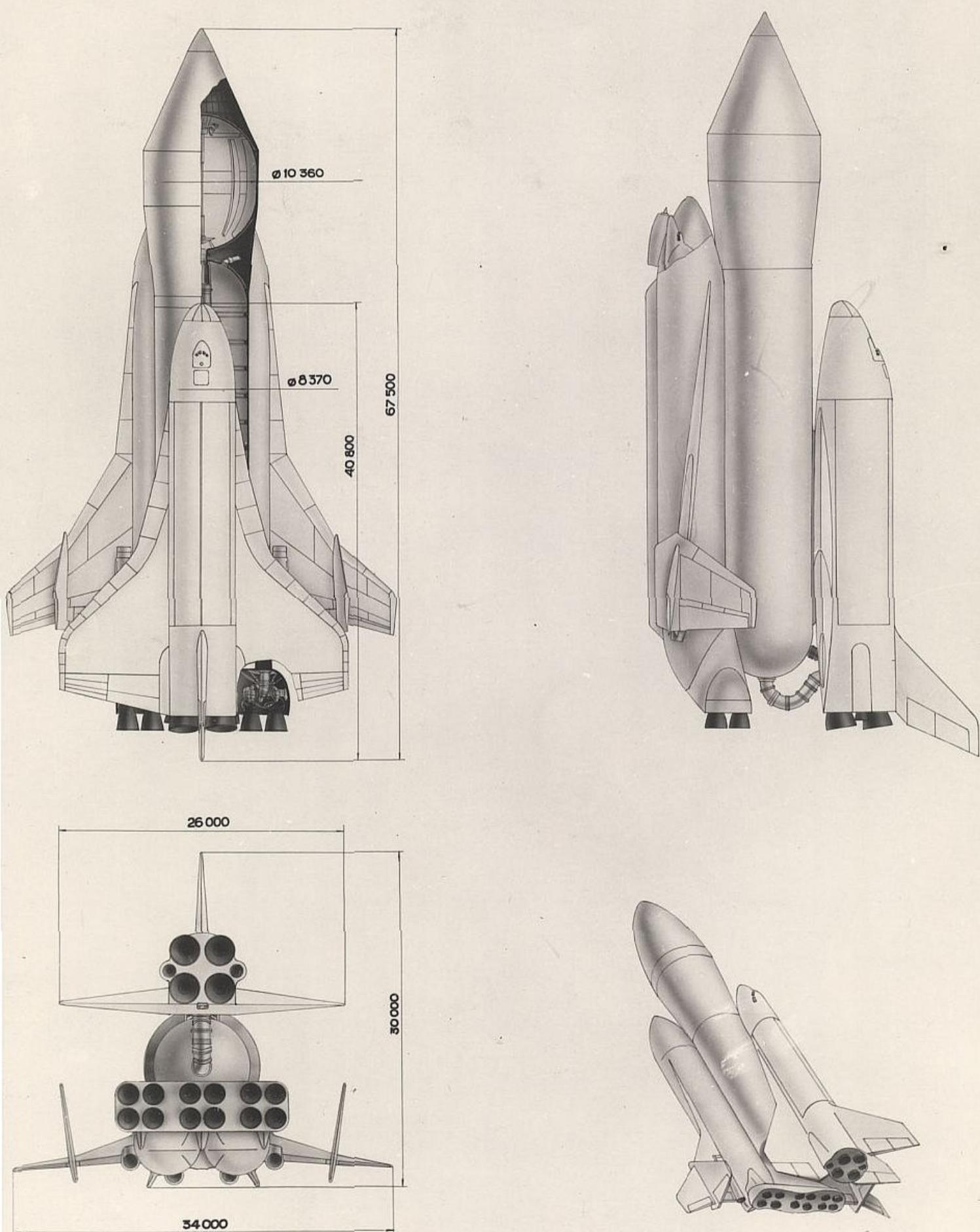


Рис. 92



КРЫЛАТАЯ І-Я СТУПЕНЬ МНОГОРАЗОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МТКС-II

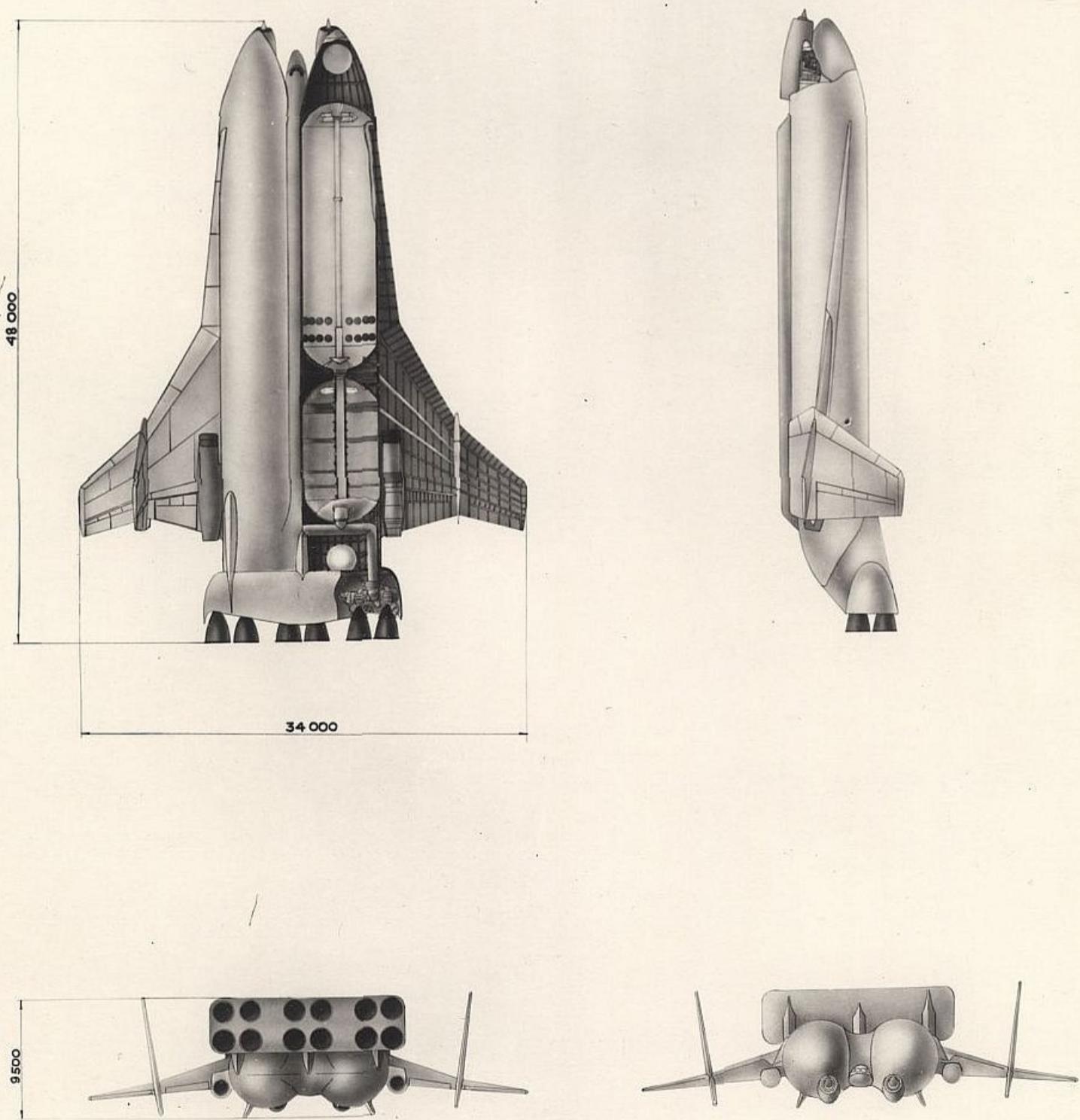


Рис. 96