

запись 17727сс

Изв. 8581сс  
иц. - 1976г.

РАССЕКРЕЧЕНО  
Вх. № 549-68201  
Дата 21.11.2016

Сов.секретно  
экз № 7

1

УТВЕРЖДАЮ

ДИРЕКТОР И ГЕНЕРАЛЬНЫЙ  
КОНСТРУКТОР ИПО "ЭНЕРГИЯ"

Ю. Глушко (ГЛУШКО)  
"9" / 1976г.

МНОГОРАЗОВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА  
С ОРБИТАЛЬНЫМ КОРАБЛЕМ ОК-92

Техническая справка

Главный конструктор

А. Садовский (САДОВСКИЙ)

Зам. Главного конструктора

М. Дубин (ДЫБИН)

Зам. Главного конструктора

М. Коляко (КОЛЯКО)



РОССИЙСКИЙ  
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ  
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ  
ДОКУМЕНТАЦИИ

27.11.1976

РГАНТД	мб 108сс
Фонд №	223
Опись №	2с-1
Дело №	293сс

п/я В-2672	329сс
К исходящему №	1976г.
от	

## ВВЕДЕНИЕ

Создание многоразовой космической системы в СССР имеет цель обеспечить на качественно новом уровне решение большого круга задач в околоземном космосе в интересах обороны страны, народного хозяйства и науки и создать необходимые предпосылки для внедрения в ракетно-космическую технику прогрессивных принципов построения и эксплуатации космических аппаратов с целью повышения эффективности и рентабельности их применения.

НПО "Энергия" в 1975г. разработало технические предложения по комплексной ракетно-космической программе, главной составной частью которой является многоразовая космическая система (МКС).

Из-за отсутствия сформулированных Министерством обороны тактико-технических требований к МКС облик этой системы складывался на основе результатов широких исследований, проведенных в целом ряде научно-исследовательских организаций отрасли и МО.

Одним из главных требований при разработке технических предложений по многоразовой космической системе являлось создание системы, которая по своим основным характеристикам не уступала бы американской многоразовой системе "Шаттл", что должно обеспечить уравнивание потенциалов СССР и США в области военного и мирного освоения околоземного космоса и исключить ситуации, при которых появление системы "Шаттл" могло бы быть сопряжено с эффектом технической внезапности в военном аспекте использования космического пространства.

Разработанная многоразовая космическая система предусматривала применение орбитального корабля (ОК) ОС-120, во многом аналогичного американскому орбитальному кораблю, создаваемому по программе "Спейс-Шаттл".

В томе II "Технических предложений" приведены состав, назначение и основные характеристики МКС с орбитальным кораблем ОС-120, которая удовлетворяет указанному выше требованию.

Орбитальный корабль ОС-120 представляет собой многоразовый космический аппарат самолетного типа, что обеспечивает ему широкие возможности для бокового маневра при спуске и горизонтальную посадку на специальную посадочную полосу.

Маршевые кислородно-водородные двигатели II-ой ступени ракеты-носителя размещаются в орбитальном самолете.

Построение системы выведения МКС (ракеты-носителя РЛА-130), в отличие от американской системы "Шаттл", где в качестве первой ступени приняты два твердотопливных ускорителя, предусматривало использование на I ступени четырех жидкостных ракетных блоков с ЖРД на освоенных компонентах топлива  $O_2+PG-I$ .

Этот выбор основывался на реальном учете состояния твердотопливного двигателестроения в нашей стране, а также на стремлении получить большую энерговесовую отдачу I ступени для компенсации потерь в выводимом полезном грузе из-за более высокой, по сравнению с американской, географической широты старта.

Кроме того, при этом принималась во внимание возможность получения меньшей конечной массы блоков I ступени, что упрощает проблему их спасения при возвращении на твердый грунт и многоразового использования.

Подвесной топливный отсек II ступени, при массе заправляемого топлива примерно равной массе топлива системы "Шаттл", принят в проекте с худшими массовыми характеристиками, что связано с имеющимся отставанием по механическим свойствам конструкционных материалов и в области технологии изготовления крупногабаритных баковых систем.

С учетом этого обстоятельства применение на I ступени жидкостных ракетных блоков с повышенными, по сравнению с твердотопливными, энергетическими возможностями также представляется целесообразным.

При разработке этого варианта МКС были выявлены некоторые особенности и трудности реализации проекта, связанные с недостаточным опытом создания элементов авиационно-космических систем, возможностями промышленных предприятий, испытательно-отработочной базы и отсутствием в нашей стране тяжелых транспортных самолетов типа Б-747 для транспортировки и начального этапа летной отработки орбитального корабля.

В ходе последующих проработок МКС и во исполнение решения НТС МОМ от 29.УП.75г. об оптимизации основных тактико-технических характеристик и уточнении облика системы в НПО "Энергия" был про-работан альтернативный вариант многоразовой космической системы с кораблем вертикальной посадки (МТК-ВП), отличающийся как по облику самого корабля и его основным техническим характеристикам (отсутствие сильно развитых крыльев, масса ~ 90 т, боковой маневр при спуске с орбиты 800-1800 км, вертикальная посадка на грунт), так и по параметрам системы выведения (ракета-носитель РЛА-130В со стартовой массой 2380 т, с 6 боковыми модульными блоками в качестве I ступени и центральным блоком с рабочим запасом топлива 455 т и кислородно-водородными ЖРД в качестве II ступени).

Создание этого варианта МКС преследовало цель устранения ряда трудностей реализации предложений по МКС с орбитальным кораблем ОС-120, выявленных при его разработке и, по первоначальным представлениям, упрощало кооперацию с основными смежными организациями и сокращало сроки создания системы в целом. При этом допускалось некоторое ухудшение летно-технических характеристик в части уменьшения бокового маневра при спуске и посадке.

Однако, углубленные проработки варианта МТК-ВП выявили необходимость решения новых проблем при его создании, связанных с отсутствием средств для летной отработки, транспортировки в собранном состоянии, созданием ряда посадочных площадок для штатной и аварийной посадок и сложностью эксплуатации.

Эти проблемы, а также малая надежность и трудность отработки парашютно-реактивных систем приземления и посадки объектов с большой массой и проблематичность обеспечения многоразового использования, показали нецелесообразность выбора для многоразовой космической системы орбитального корабля вертикальной посадки.

Проектные исследования, проведенные в направлении дальнейшей оптимизации, определили вариант многоразовой космической системы с орбитальным кораблем ОК-92, отличительной особенностью которого по сравнению с ОС-120 является перенесение маршевых кислородно-водородных ЖРД на топливный отсек II ступени ракеты-носителя и оснащение орбитального корабля двумя серийными ТРДД.

Эти мероприятия, с одной стороны, энергетически и конструктивно развязывают ракетную систему выведения и орбитальный корабль и, с другой, придают орбитальному кораблю новые ценные качества.

Орбитальный корабль ОК-92 будет способен производить нормальную самолетную посадку, что сократит размеры потребной посадочной полосы и позволит осуществить посадку орбитального корабля на существующие аэродромы I класса. Эта возможность в сочетании с боковым маневром при спуске с орбиты в пределах  $\pm 2200$  км обеспечивает спуск и посадку ОК практически с любого витка, что особенно важно при необходимости срочного прекращения космического полета. Кроме того, существенными преимуществами орбитального корабля

ОК-92 будут являться возможность автономной летной отработки, способность самостоятельного перебазирования корабля с запасных аэродромов на аэродром старта, более безопасная посадка с работающими двигателями, более гибкая кооперация при создании ОК и системы выведения.

Ниже приводятся предварительные материалы по обоснованию многоразовой космической системы с орбитальным кораблем ОК-92 и ее основные летно-технические и эксплуатационные характеристики.

При проектировании многоразовой космической системы предполагалось начинать на орбитальной стартовой площадке-водородном космодроме Испытание и отработка двигательных блоков для вертикального старта и посадки. Масса орбитального корабля составит 120 т., с полезным грузом от 30 т на борту.

Решение устанавливается в ОК имело целью обеспечить их многоразовое использование и высокие эксплуатационные характеристики. В этом загруженность автономной отработки систем и механизмов должна быть также. Автономная летная отработка в многоразовом космодроме предполагается в дальнейшем.

Модульные блоки первой ступени предлагаются мб. I59cc.

Размножено на ксероксе 6 экз.  
по наряду 17 9.1.76г.



## I. СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МКС с ОС-120, МКС с ОК-92 и "ШАТЛ"

МКС с орбитальным кораблем ОС-120 имела стартовую массу 2380 т, состояла из 4-х модульных блоков I ступени и орбитального самолета с тремя двигателями и подвесным топливным отсеком, образующими вторую ступень системы выведения.

Особенностью предложенной многоразовой космической системы являлось наличие на орбитальном самолете кислородно-водородных двигателей II ступени и отсутствие самолетных двигателей для маршевого полета и посадки. Масса орбитального самолета составляла 120 т. с полезным грузом ~ 30 т на орбите.

Размещение двигателей в ОК имело целью обеспечить их многоразовое использование и сократить стоимость эксплуатации системы. Но при этом затруднялась автономная отработка системы выведения, а также автономная летная отработка и транспортировка орбитального самолета.

Модульные блоки первой ступени предполагалось спасать для повторного использования. Одноразовым элементом системы являлся только топливный отсек второй ступени.

МКС с ОС-120 изображена на рис. 1 , а основные характеристики системы приведены в таблице 1.

Проработки МКС в НПО "Энергия" в части автономной отработки и транспортировки ОК (совместно с КМЗ МАП), а также автономной отработки системы выведения, выявили целесообразность варианта МКС без установки ракетных двигателей II ступени в орбитальном корабле и перенос их на центральный топливный блок.

# **МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (МТКС)**

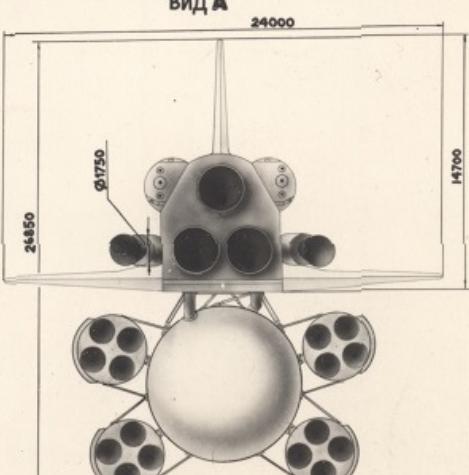
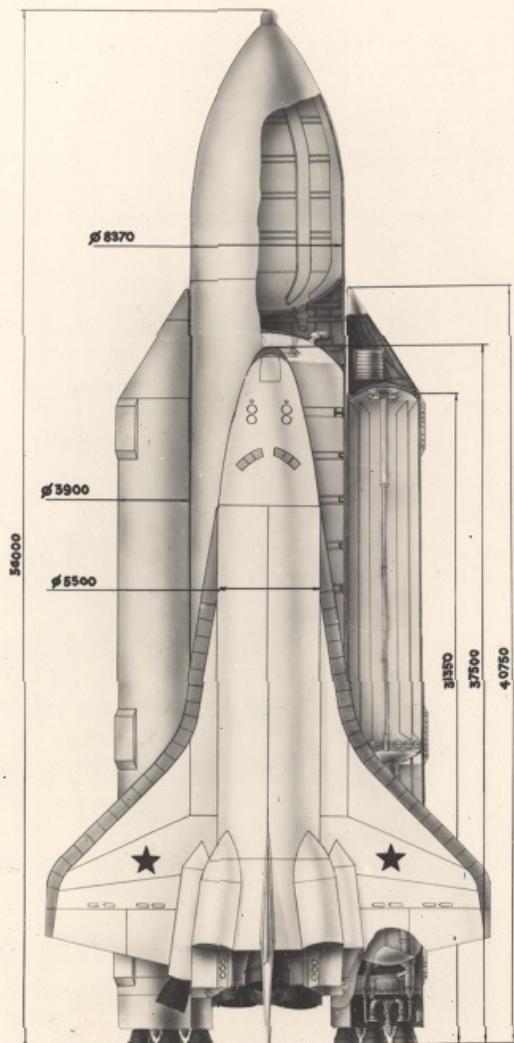
ОБРДИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ И ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ, ТОГДИВНЫЙ ОТСЕК ВТОРОЙ СТУПЕНИ ОДНОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

## **ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ**

- ВЫВЕДЕНИЕ НА ОРИСС ОБЪЕКТОВ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ, ОБСЛУЖИВАНИЕ ИХ НА ОРБИТАХ, ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ;
  - ОПЕРАТИВНОЕ НАБЛЮДЕНИЕ ЗА ОСОБО ВАЖНЫМИ ОБЪЕКТАМИ С ПОСАДКОЙ НА АЭРОДРОМ СТАРТА С ПЕРВОГО ВИПАКИ;
  - ИНСПЕКТИРОВАНИЕ, ПЕРЕХВАТ И ОБЕЗВРЕЖИВАНИЕ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ;
  - НАНЕСЕНИЕ ОГНЕВЫХ УДАРОВ ПО СИЛЬНОЗАЩИЩЕННЫМ И ПОДВИЖНЫМ ЦЕЛЯМ, ПОДВОДНЫМ ЛОДКАМ ТИПА „ТРАЙДЕНТ“;
  - ВЫВЕДЕНИЕ, ОБСЛУЖИВАНИЕ НА ОРБИТАХ И ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ ОБЪЕКТОВ В ИНТЕРЕСАХ НАРОДНОГО ХОЗЯЙСТВА И НАУКИ.

## **ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

СТАРТОВАЯ МАССА МТКС, т	2380 / 2000 /
СТАРТОВАЯ МАССА ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (ОС), т	120 / 111 /
МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВЫВОДИМОГО ОС НА ОИСВ С НКР = 200 КМ И НАКЛОНЕНИЕМ :	
$\delta = 50^\circ$ , т	30 / 26,5 /
$\delta = 90^\circ$ , т	20 / 18 /
$\delta = 97^\circ$ , т	16 / 14 /
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВОЗВРАЩАЕМАЯ ОС С ОРБИТЫ, т	20 / 14,5 /
ЭКИПАЖ , ЧЕЛ.	3-9 / 3-9 /
КОМПОНЕНТЫ И МАССА ТОПЛИВА	
I СТУПЕНЬ ( $O_2+PF1$ ), т	4x330 / 984 /
II СТУПЕНЬ ( $O_2+H_2$ ), т	720 / 707 /
ДВИГАТЕЛИ:	
I СТУПЕНЬ РД, (КБЗМ. НПО „Энергия“)	
ТЯГА, тс	4x600=2400
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	305/340
РДТТ	
ТЯГА, тс	(2x1200)
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	(240/270)
II СТУПЕНЬ ПД122 (КБХА)	
ТЯГА, тс	3x250 (3x213)
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	355/450 (365/455)
ПОСАДОЧНАЯ МАССА ОС, т	89 / 84 /
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ОС, КМ/ЧАС	340/325/
ЗАТРАТЫ НА ОДИН ПОЛЕТ , МЛН.РУБ. / БЕЗ ОС /	5,8 / 105 млн.дол
НАЧАЛО ЛКИ	
- I СТУПЕНИ В СОСТАВЕ ИИК77	1978 год
- КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОГО БЛОКА	1981 год
- II СТУПЕНИ В СОСТАВЕ МТКС С ГТК	1981 год
- ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА (автономных в атмосфере)	
- МТКС В ЦЕЛОМ	1983 год



ХАРАКТЕРИСТИКИ РДТТ САС	
- ТЯГА, НС	2×350
- МАССА ТОПЛИВА, И	2×14
- МАССА СНАРЖЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ, И	2×20
- ЧУДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	135/255

\* В скобках приведены характеристики системы „ШАТЛ“

ИМВ.1200 сс. экз. 7

PUC. 1



Основные характеристики варианта МКСсОК-92 приведены в таблице 1, а общий вид изображен на рис. 2.

В этой же таблице для сравнения приведены характеристики многоразовой космической системы "Шаттл", разрабатываемой в США. Стартовая масса системы "Шаттл"  $\sim 2000$  т, в качестве первой ступени используются два боковых ракетных блока на твердом топливе. Одноразовым элементом системы является только подвесной топливный отсек второй ступени. Масса орбитального самолета с полезным грузом 29,5 т составляет III т. На рис. 3 изображен общий вид системы "Шаттл".

Таблица 1

I	MKS с ОС-120	MKS с ОК-92	Спейс Шаттл
	2	3	4
Стартовая масса, т	2380	2380	2000
Масса полезного груза, выводимая на ОИСЗЗ с Нкр = 200 км:			
$i = 50,7^\circ$ , т	30	30	26,5
$i = 90^\circ$ , т	20	20	I8
$i = 97^\circ$ , т	16	16	I4
Максимальная масса полезного груза, возвращаемого с орбиты, т	20	20	I4,5
Суммарная тяга ДУ при старте, тс	2985	2985	2910
Начальная тяговооруженность	I,25	I,25	I,46
Стартовая масса орбитального корабля, т	I20	92	III
Посадочная масса орбитального корабля, т	89	72	84
Сухая масса орбитального корабля, т	68	51	68



# МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (МТКС)

ОБИТАТЕЛЬНЫЙ КОРАБЛЬ И ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ,  
ВТОРАЯ СТУПЕНЬ ОДНОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

## ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ

- ВЫВЕДЕНИЕ НА ОИСЗ ОБЪЕКТОВ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ, ОБСЛУЖИВАНИЕ ИХ НА ОРБИТАХ, ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ;
- ОПЕРАТИВНОЕ НАБЛЮДЕНИЕ ЗА ОСОБО ВАЖНЫМИ ОБЪЕКТАМИ С ПОСАДКОЙ НА АЭРОДРОМ СТАРТА С ПЕРВОГО ВИТКА;
- ИНСПЕКТИРОВАНИЕ, ПЕРЕХВАТ И ОБЕЗВРЕЖИВАНИЕ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ;
- НАНЕСЕНИЕ ОГНЕВЫХ УДАРОВ ПО СИЛЬНОЗАЩИЩЕННЫМ И ПОДВИЖНЫМ ЦЕЛЯМ, ПОДВОДНЫМ ЛОДКАМ ТИПА "ТРАЙДЕНТ";
- ВЫВЕДЕНИЕ, ОБСЛУЖИВАНИЕ НА ОРБИТАХ И ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ ОБЪЕКТОВ В ИНТЕРЕСАХ НАРОДНОГО ХОЗЯЙСТВА И НАУКИ

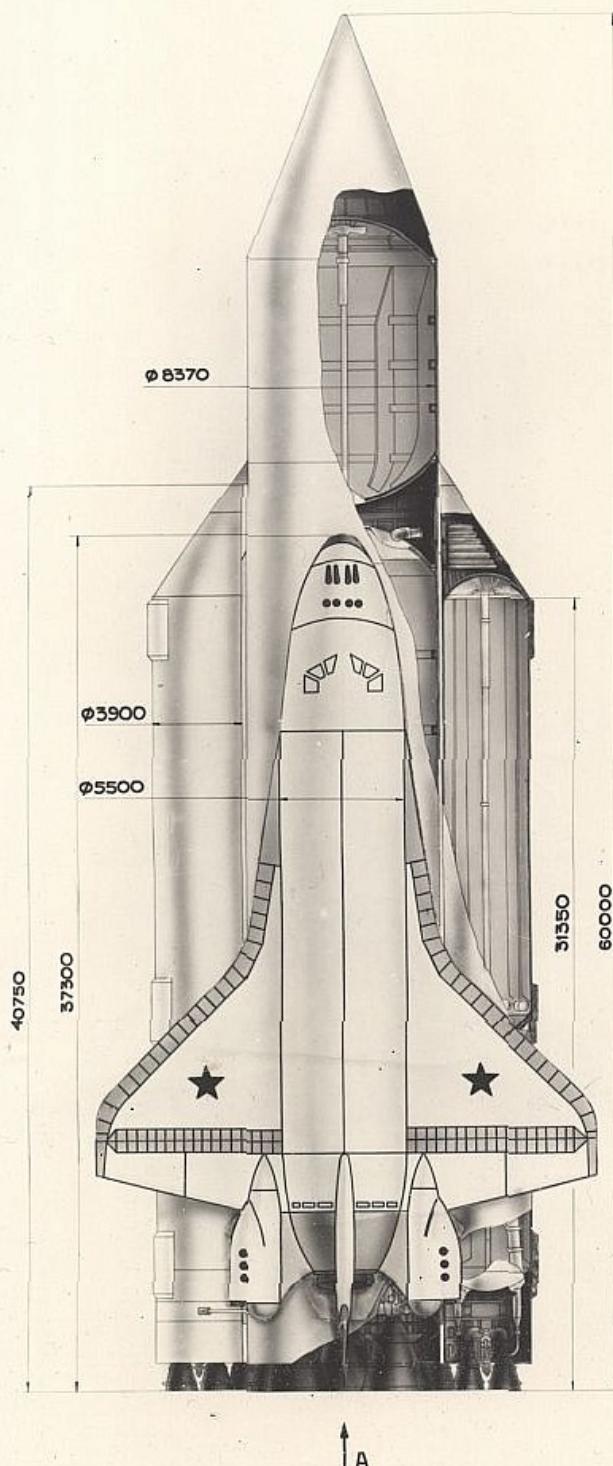
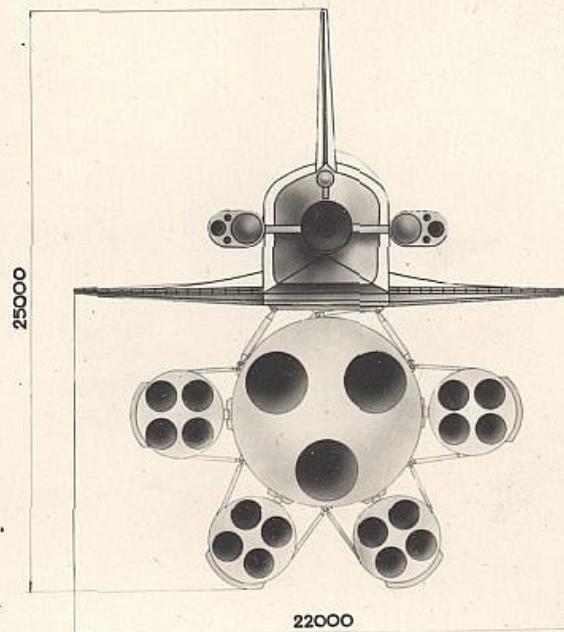


Рис. 2

## ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СТАРТОВАЯ МАССА МТКС, т	2380
СТАРТОВАЯ МАССА ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ (ОК), т	92
МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВЫВОДИМОГО ОК НА ОИСЗ С $H_{кр} = 200$ км и НАКЛОНЕНИЕМ :	
$\bar{l} = 50,7^\circ$ , т	30
$\bar{l} = 90^\circ$ , т	20
$\bar{l} = 97^\circ$ , т	16
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА, ВОЗВРАЩАЕМАЯ ОК С ОРБИТЫ, т	15-20
ЭКИПАЖ, ЧЕЛ.	3-9
КОМПОНЕНТЫ И МАССА ТОПЛИВА I СТУПЕНЬ ( $O_2+PT-1$ ), т	4×330
II СТУПЕНЬ ( $O_2+N_2$ ), т	720
ДВИГАТЕЛИ : I СТУПЕНЬ РД-123 (КБЭМ НПО "ЭНЕРГИЯ") ТАГА, тс	4×600=2400
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	305/340
II СТУПЕНЬ РД-122 (КБХА) ТАГА, тс	3×250
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, СЕК	355/450
ПОСАДОЧНАЯ МАССА ОК, т	67-72
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ ОК, км/час	310
ЗАТРАТЫ НА ОДИН ПОЛЕТ, МЛН.РУБ (БЕЗ ОК)	15.45
Начало ЛКИ - I Ступени в составе IIК77 - Кислородно-водородного блока II Ступени в составе носителя с тяжелым ПГ - Орбитального корабля (автономных в атмосфере) - МТКС в целом	1978 год 1981 год 1981 год 1983 год

ВИД А



# МНОГОРАЗОВАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА „СПЕЙС ШАТТЛ“

ОРБИТАЛЬНАЯ СТУПЕНЬ (САМОЛЕТ) И ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ УСКОРИТЕЛИ (I СТУПЕНЬ)-МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ, ПОДВЕСНОЙ ТОПЛИВНЫЙ ОТСЕК (ПТО)-ОДНОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

## ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СТАРТОВАЯ МАССА, т	2000
СТАРТОВАЯ МАССА ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА ОС (С ГРУЗОМ 29,5т), т	111
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ДОСТАВЛЯЕМАЯ В ГРУЗОВОМ ОТСЕКЕ НА ОИСЗ ВЫСОТОЙ Нкр=280км И НАКЛОНЕНИЕМ $\bar{l} = 28,5^\circ$ , т $\bar{l} = 90^\circ$ , т	29,5 18
МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ, ВОЗВРАЩАЕМАЯ НА ЗЕМЛЮ, т	14,5
ЭКИПАЖ, ЧЕЛ.	3-9
КОМПОНЕНТЫ И МАССА ТОПЛИВА I СТУПЕНЬ (УСКОРИТЕЛИ), т II СТУПЕНЬ (ПТО), т	твёрдое: 2×492 $O_2+H_2$ ; 707
ДВИГАТЕЛИ: I СТУПЕНЬ РДТТ ФИРМЫ „Tucson Chemical“ тяга у земли, тс удельный импульс (у земли/в пустоте), срк	2×1200 240/270
II СТУПЕНЬ ЖРД ФИРМЫ Rocketdyne тяга в вакуме, тс удельный импульс (у земли/в пустоте), срк	3×213 364/455
ПОСАДОЧНАЯ МАССА (С ГРУЗОМ 14,5т), т	84
ЗАПАС ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ, м/с	320
ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ, км/час	325
ЗАТРАТЫ: - НА РАЗРАБОТКУ, МЛРД. ДОЛЛ. - ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ НА ПОЛЕТ, МЛН ДОЛЛ.	5,15-6,3 10,5
НАЧАЛО ЛКИ: - ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ ПОЛЕТЫ (НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ „Боинг-747“) - ОРБИТАЛЬНЫЕ ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ	IV. 1977 год III кв. 1979 год
НАЧАЛО ШТАТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	III кв. 1980 год

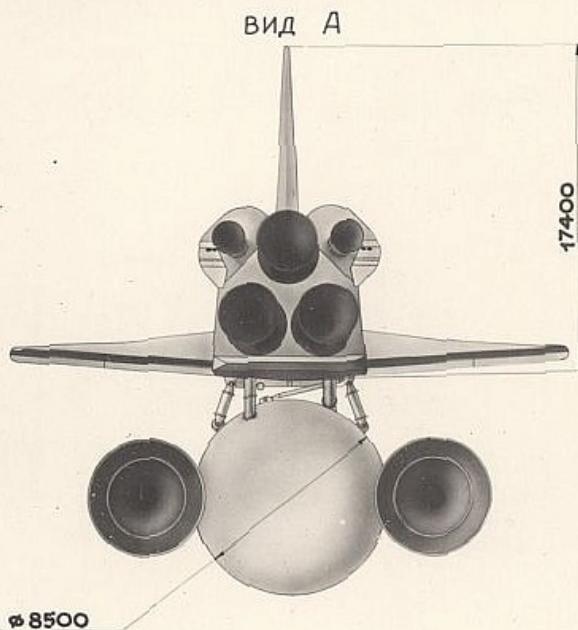
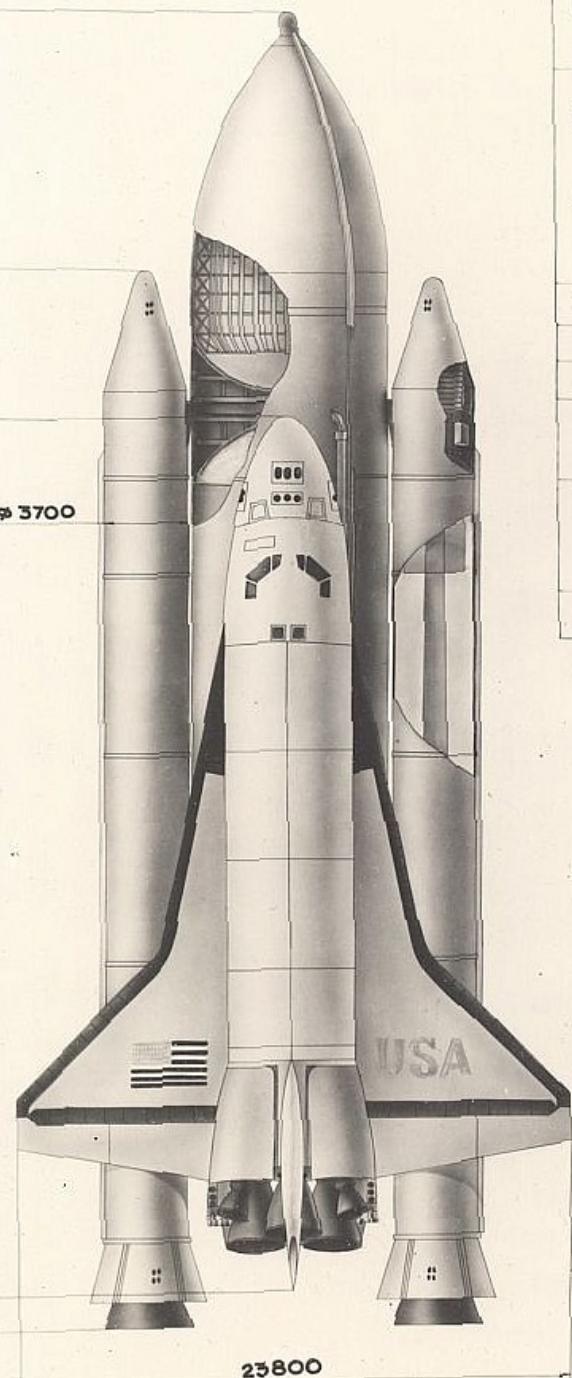


Рис. 3





РАССЕКРЕЧЕНО

Продолжение табл. 1

I	2	3	4
Габариты грузового отсека:			
длина, м	18,5	18,5	18,3
диаметр, м	4,6	4,6	4,55
Экипаж, чел	3-9	3-9	3-9
Запас характеристической скорости орбитального корабля, м/с	450	320	320
Время пребывания на орбите, сутки	7-30	7-30	7-30
Боковой маневр при спуске с орбиты, км	+2200	+2200	+2100
Возможность посадки орбитального корабля на территорию своей страны с $i_{кр} = 200$ км ( $\sim 16$ витков в сутки):	Посадка на ВПП старта	Посадка на аэродромы I класса	Посадка на базах Эдвардс, Канаверал, Ванденберг с девяти витков, кроме 2-13
$i = 28,5^\circ$	-	-	-
$i = 50,7^\circ$	с семи витков, кроме 6-14	со всех витков, кроме 8,9	-
$i = 97^\circ$	с пяти витков, кроме 2-6, 10-15	со всех витков	с десяти витков, кроме 2-4, 9-12
осадочная скорость, км/ч	340	310	325
отребная длина посадочной полосы, км	4,5 Спец. ВПП	2,5-3 Аэродромы I класса	4,5 Спец ВПП
время подготовки к очередному полету, сутки	14	14	14
редства для транспортировки орбитального корабля и летной отработки	АН-124 (проект)	АН-22 или автономно	Боинг-747
ногократность применения:			
орбитальный корабль,	до 100 раз с заменой ДУ через 50 полетов	до 100 раз	до 100 раз с заменой ДУ через 50 полетов
I ступень, центральный блок	до 20 раз I	до 20 раз I (с ДУ II ступени)	до 20 раз I

Продолжение табл. 1

I	2	3	4
Затраты на один полет (без стоимости амортизации самолета), млн.руб.	9,8	15,45	10,5
Начало штатной эксплуатации	1985г.	1984г.	1980г.
Стоимость разработки, млрд.руб.(долл.)	6,1*	5,7	5,5

\* без учета стоимости разработки тяжелого транспортного самолета типа АН-124.

Ниже, на рис. 4 представлены результаты оценок, МКС с орбитальными кораблями ОС-120 и ОК-92 и "Шаттл" по их возможностям выведения полезного груза на различные орбиты.

Как следует из рис. 4:

масса полезного груза, выводимая МКС с территории СССР, составляет 30 т при принятых условиях выведения:

- высота круговой орбиты  $H_{kp} = 200$  км ,
- наклонение орбиты  $i = 50,7^\circ$  ;

масса полезного груза, выводимая системой "Шаттл" с территории США, составляет 29,5 т при принятых условиях выведения:

- высота круговой орбиты  $H_{kp} = 185$  км ;
- наклонение орбиты к плоскости экватора  $i = 28,5^\circ$  .

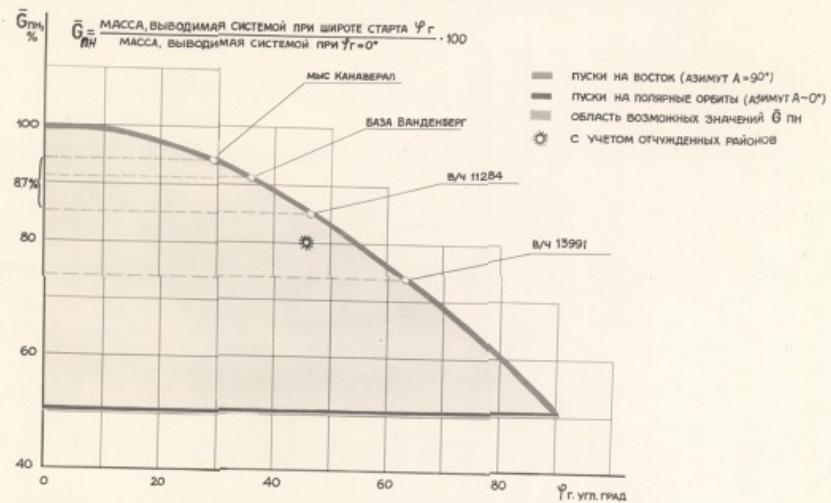
Если принять условия пусков МКС и "Шаттл" одинаковыми (имеются в виду равные наклонения и высоты круговой орбиты), то МКС способна вывести больший полезный груз, чем система Шаттл:

- на  $\sim 5,4$  т (или на  $\sim 18\%$ ) при наклонении  $i = 28,5^\circ$  ;
- на  $\sim 3,5$  т (или на  $\sim 12\%$ ) при наклонении  $i = 90^\circ - 97^\circ$  .

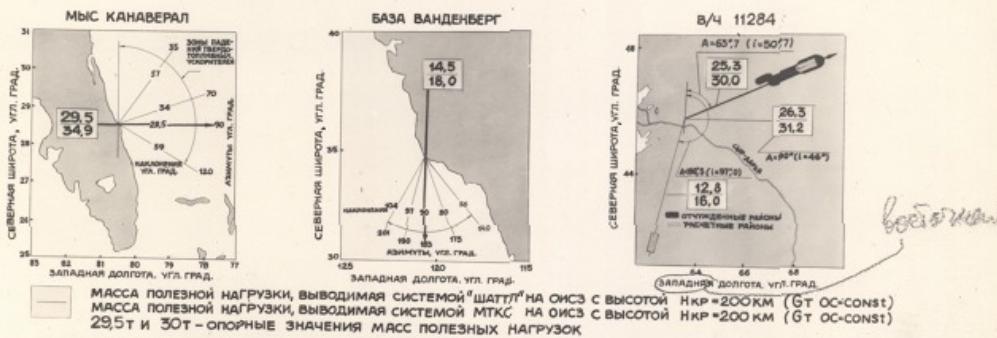
Таким образом, разрабатываемая МКС превышает по своим энергетическим возможностям систему "Шаттл".

# ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ МНОГОРАЗОВЫХ СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ СССР И США

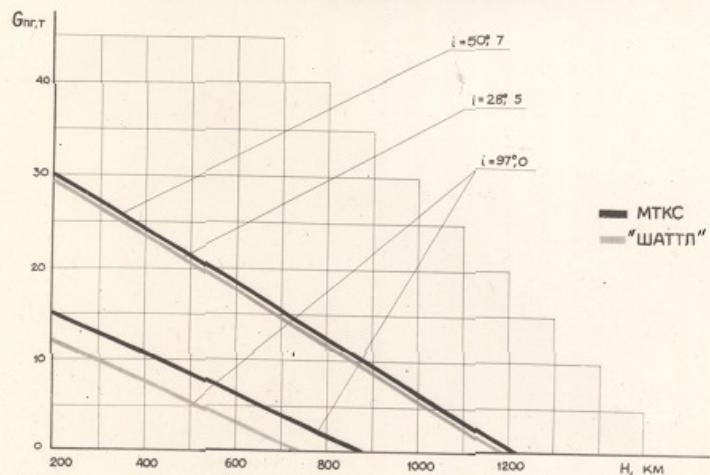
## ВЛИЯНИЕ ШИРОТЫ СТАРТА НА ОТНОСИТЕЛЬНУЮ МАССУ ПРЕДЕЛЬНОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ



## СЕКТОРЫ АЗИМУТОВ ЗАПУСКА



## ЗАВИСИМОСТЬ МАССЫ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА ОТ ВЫСОТЫ И НАКЛОНЕНИЯ ОРБИТЫ



ПУСКИ СИСТЕМЫ "ШАТЛЛ" ПРИ НАКЛОНЕНИИ  $i = 28^\circ 5$  ПРОВОДЯТСЯ С МЫСА КАНАВЕРАЛ,  
 А ПРИ НАКЛОНЕНИИ  $i = 97^\circ 0$  — С БАЗЫ ВАНДЕНБЕРГ  
 ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ВЫСОТЫ ОРБИТЫ МАССА ТОПЛИВА УВЕЛИЧИВАЕТСЯ ЗА СЧЕТ УМЕНЬШЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА

Рис. 4

В табл. 1 приведены тактические данные орбитальных кораблей в части возможностей осуществления оперативной посадки на территорию своей страны.

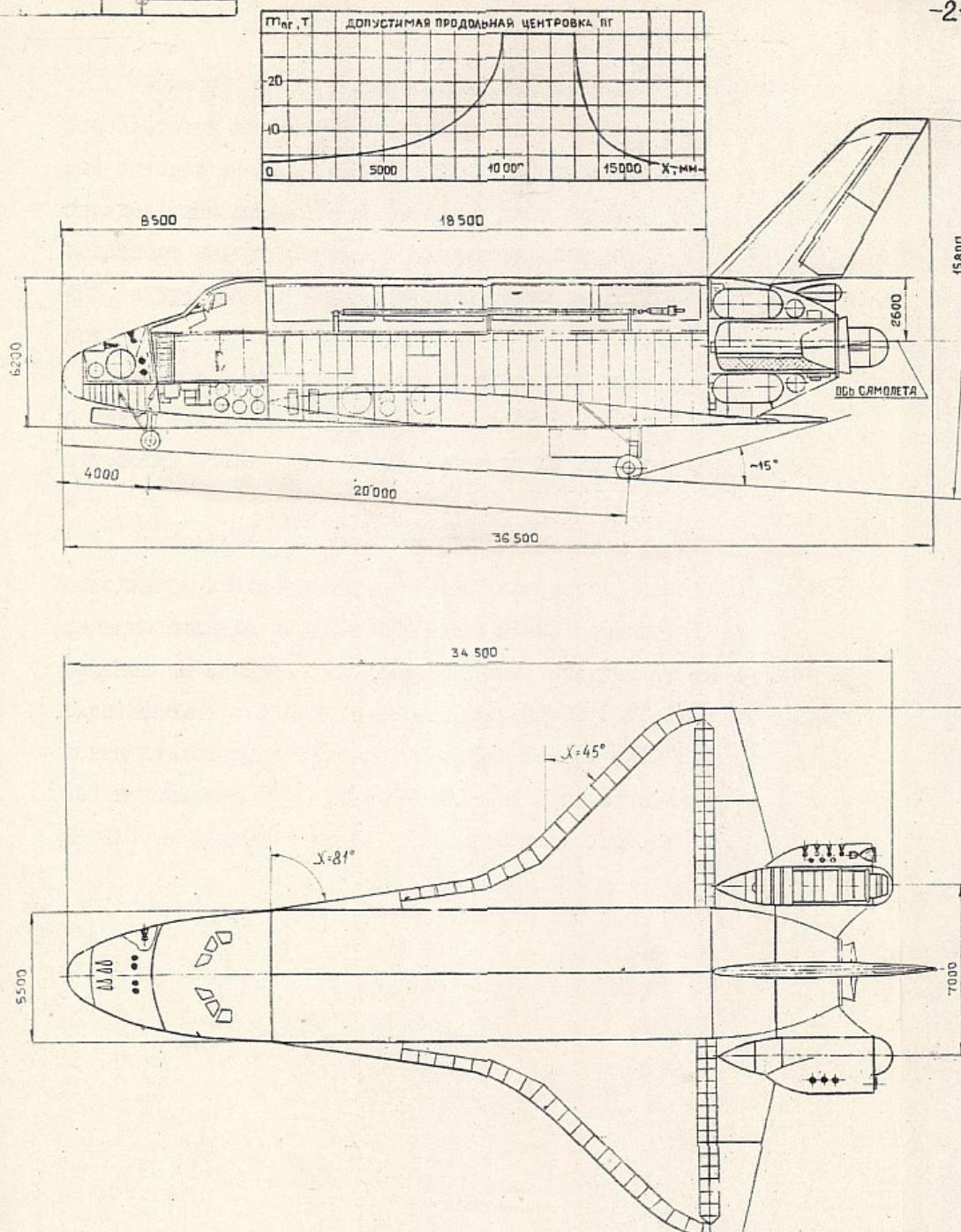
Из табл. 1 следует, что в рассматриваемом аспекте возможности ОК-92 значительно превосходят возможности ОС-120, так например: ОК-92 может совершить посадку на территорию СССР практически с любого витка и любого наклонения орбиты, за исключением 2-х витков при наклонении  $i < 60^\circ$ , при этом максимальное время ожидания на орбите составит не более 3 час.

ОС-120 имеет меньшие возможности по осуществлению оперативных посадок на территорию СССР.

Преимущества ОК-92 по сравнению с ОС-120 обусловлены возможностью посадки его на аэродромы ВВС и ГВФ, в то время, как посадка ОС-120 осуществляется на специальную посадочную полосу в районе старта.

Что касается американской системы, то "Шаттл" имеет возможность осуществить посадку на территорию своей страны (базы Канаверал, Ванденберг и Эдвардс) только с 9 витков из 16 в сутки.

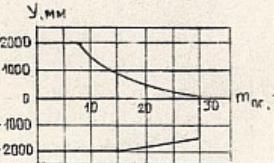




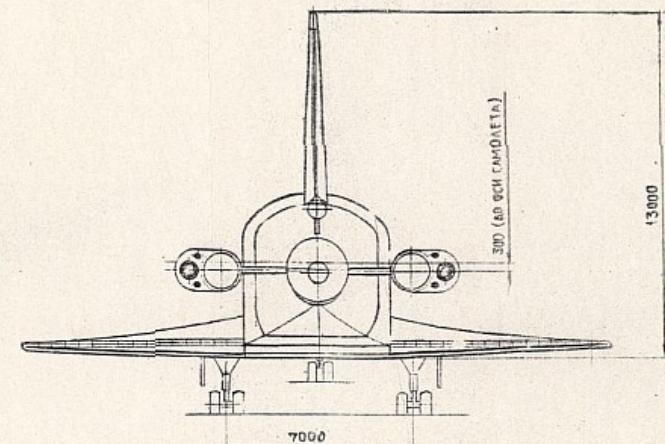
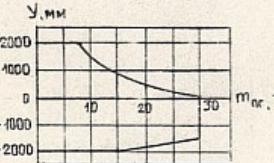
**ПРИМЕЧАНИЕ:**

1. МАССА РДТТ САС (~20т) В МАССОВОЙ СВОДКЕ НЕ УЧИТЫВАЛСЯ.
2. ПРОФИЛЬ КРЫЛА СИММЕТРИЧНЫЙ ( $C = 8\%$ ,  $\bar{x}_{\max} = 0,375$ )
3. УГОЛ УСТАНОВКИ КРЫЛА  $+3^\circ$  (10 тонн)
4.  $S_{krp} = 210 \text{ м}^2$ ,  $S_{kon. kr} = 146 \text{ м}^2$

## ДОПУСТИМАЯ ВЕРТИКАЛЬНАЯ ЦЕНТРОВКА ПГ



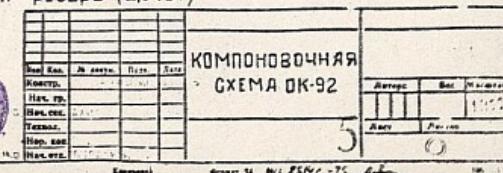
## ДОПУСТИМАЯ ПОПЕРЕЧНАЯ ЦЕНТРОВКА ПГ



## МАССОВАЯ СВОДКА, т

НАИМЕНОВАНИЕ	OK-92	"СПЕЙС ШАТТАЛ"
1. ЭКИПАЖ	0,5	0,5
2. ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ	30/20	29,5/44,5
3. КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА:	17,8	24,8
- КРЫЛО	45	54
- ФЮЗЕЛЯЖ	12,2	18
- ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ	1,1	4,4
4. ТЕПЛОЗАЩИТА	11,0	12,1
5. ШАССИ И ТОРМОЗНОЙ ПАРАШЮТ	3,6	4,313
6. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ:	8,4	14,393
- ОДУ	—	12,01
- ДУ ОМС И РСУ	3,6	2,383
- ВРД	4,8	—
7. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ:	10,2	9,848
- СЭП И ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ	3,2	3,67
- СОЖ И СТР	3,4	2,578
- МЕХАНИЧЕСКИЕ И ГИДРОСИСТЕМЫ	1,3	1,547
- СУ, РТС, СТИ И АФУ	2,3	2,053
8. ТОПЛИВО:	10,0	11,204
- для заливки ОДУ и остатки	—	1,834
- для ДУ ОМС и РСУ	9,0	9,37
- для ВРД	1,0	—
9. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЖИДКОСТИ	0,5	1,618
10. МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ОК:		
- СУХАЯ БЕЗ ПГ И ЭКИПАЖА	54,0	68,1
- СТАРТОВАЯ	92,0	111,0
- при штатной посадке	72,0	84,0
- при аварийной посадке	82,0	99,0

\* ВКЛЮЧАЯ РЕЗЕРВ (2,646т)





### 3. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОК-92

3.1. Геометрические параметры ОК-92 даны в табл. 2 и на рис. 5.

Таблица 2

Наименование	Величина
OK-92 в целом	
Длина, м	36,5
Высота, м:	
- на стоянке	15,8
- в полете субранными шасси	13,0
Размах крыла, м	22,0
База шасси, м	20,0
Колея шасси, м	7,0
Расстояние между осями ВРД, м	7,0
Фюзеляж	
Длина, м	32
Максимальная высота,	6,2
Максимальная ширина, м	5,5
Размер грузового отсека (длина х диаметр), м	18,5x4,6
Объем кабин экипажа, м <sup>3</sup> :	
- полный внутренний	70
- рабочий	55
Площадь балансировочного щитка, м <sup>2</sup>	10
Углы отклонения балансировочного щитка, град.	+25
крыло	
Характерная площадь крыла, м <sup>2</sup>	210
Углы стреловидности, град	45 и 81 (по передней кромке) -13 (по задней кромке)

Продолжение табл. 2

Угол поперечного V по задней кромке, град	+3,5
Угол установки крыла, град	+3
Геометрическая крутка относительно задней кромки, град	-3
Профиль крыла	симметричный
- относительная толщина, % хорды	8
- положение максимальной толщины от носка профиля, % хорды	37,5
Относительное удлинение	2,27
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	
- длина, м	11,0
- координаты передней кромки САХ, м	$x=18,4; z=4,2$
Площадь элевонов, м <sup>2</sup>	32
Углы отклонения элевонов, град	40(вверх) 15(вниз)

## вертикальное оперение

Площадь, м <sup>2</sup>	28
Углы стреловидности, град	45(по передней кромке) 30(по задней кромке)
Профиль	см. профиль крыла
Площадь руля направления, м <sup>2</sup>	9
Углы отклонения руля направления, град	$\pm 25$

## шасси и тормозной парашют

## Количество и размеры колес, мм:

- главная стойка шасси	4x1050
- передняя стойка шасси	2x850
Диаметр тормозного ленточного парашюта, м	10

Примечание: Отсчет координат передней кромки САХ ведется по X - от носка ОК-92,  
по Z - от оси ОК-92.

мб II353сс



3.2. Сравнительная массовая сводка ОК-92 и ОС "Шаттл"  
приведена в табл. 3.

Таблица 3

Наименование	ОК-92, т	ОС "Шаттл", т
Экипаж	0,5	0,5
максимальная масса ПГ: выводимая на ОИСЗ возвращаемая на Землю	30 20	29,5 14,5
Конструкция планера:	17,8	24,8
- крыло	4,5	5,4
- фюзеляж	12,2	18,0
- хвостовое оперение	1,1	1,4
Теплозащита	11,0	12,1
Шасси и тормозной парашют	3,6	4,3
Двигательные установки:	8,4	14,4
- ОДУ	-	12,0
- ДУ ОМС и РСУ	3,6	2,4
- ВРД	4,8	-
Бортовые системы:	10,2	9,85
- СЭП и преобразователи	3,2	3,65
- СОЖ и СТР	3,4	2,5
- механические и гидро-системы	1,3	1,55
- СУ, РТС, СТИ и АФУ	2,3	2,05
Прочее и резерв	-	2,65
Топливо:	10,0	11,2
- заливка ОДУ и остатки	-	1,85
- для ДУ ОМС и РСУ	9,0	9,35
- для ВРД	1,0	-
Дополнительные жидкости	0,5	1,6
Максимальная масса аппарата:		
- сухая без ПГ, экипажа и ДУ САС	51,0	68,1
- стартовая с ДУ САС без ДУ САС	112,0 92,0	- III
- при штатной посадке	72,0	84
- при аварийной посадке	82,0	99



3.3. Сравнительные массовые, центровочные и инерционные характеристики ОК-92 и ОС-120 представлены в табл. 4 и на рис. 6

Таблица 4

Наименование	ОК-92			ОС-120		
Максимальная масса аппарата, т:						
- стартовая: с ДУ САС		116,5			155,35	
без ДУ САС		92,0			119,35	
- на ОИСЗ после отделения ПГ		56,0			78,0	
- при штатной посадке		72,0			89,4	
- при аварийной посадке		82,0			99,7	
Координаты ц.м. аппарата, м	X	Y		X	Y	
- в момент старта: с ДУ САС	21,3	3,5		23,8	3,7	
без ДУ САС	19,9	3,6		21,5	3,5	
- на ОИСЗ после отделения ПГ	19,6	4,2		20,7	3,7	
- при штатной посадке	18,8	3,9		20,0	3,5	
Моменты инерции аппарата относительно осей, тс.м. <sup>2</sup>	XX	YY	ZZ	XX	YY	ZZ
- в момент старта: с ДУ САС	93	791	769	-	-	-
без ДУ САС	80,5	635	612	187	1075	1051
- на ОИСЗ после отделения ПГ	65	461	437	130	740	720
- при штатной посадке	72	459	436	135	750	730

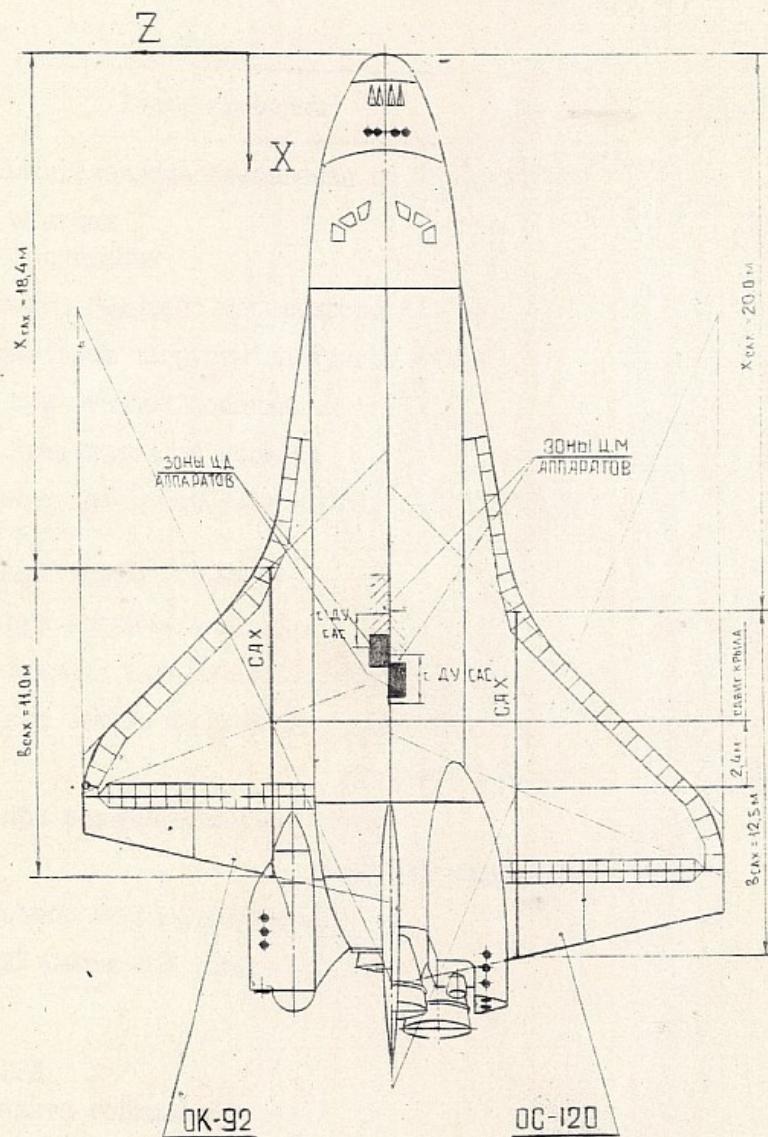
Примечания: 1. Отсчет координат X и Y ведется соответственно от носка аппарата и верха грузового отсека.

2. На борту аппарата на ОИСЗ в момент отделения ПГ находится масса топлива: 4т (для ОК-92), 6т (для ОС-120).

мб 11353сс



## МАССОВЫЕ, ЦЕНТРОВОЧНЫЕ И ИНЕРЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОК-92 И ОС-120



Наименование	OK-92		OS-120			
1. МАКСИМАЛЬНАЯ МАССА ЯППАРЯТА, Т						
- СТАРТОВАЯ (с ду сас)	112,0	*	155,35			
- ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ДУ САС	92,0	*	149,35			
- НА ОРБИТЕ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПГ	56,0		78,0			
- ПРИ ШТАТНОЙ ПОСАДКЕ	72,0		89,4			
- ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ	82,0		99,7			
2. КООРДИНАТЫ Ц.М. ЯППАРЯТА, М	X	Y	X	Y		
- В МОМЕНТ СТАРТА	21,5	3,5	23,8	3,7		
- ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ДУ САС	19,5	3,6	21,5	3,5		
- НА ОРБИТЕ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПГ	19,6	4,2	20,7	3,7		
- ПРИ ШТАТНОЙ ПОСАДКЕ	18,8	3,9	20,0	3,5		
- ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ	18,6	3,7	19,6	3,2		
3. МОМЕНТ ИНЕРЦИИ ЯППАРЯТА ОТНОСИТЕЛЬНО ОСИ, ТО-М-С <sup>2</sup>	X-X	Y-Y	Z-Z	X-X	Y-Y	Z-Z
- В МОМЕНТ СТАРТА	83	791	769			
- ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ДУ САС	80,5	635	612	187	1075	1054
- НА ОРБИТЕ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПГ	65	461	437	130	740	720
- ПРИ ШТАТНОЙ ПОСАДКЕ	72	459	436	135	750	730
- ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ	78	508	485	137	816	792

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. ОТОЧЕТ "КООРДИНАТЫ Y" ВЕДЕТСЯ ОТ ВЕРХА ГОУЗОВОГО ОТСЕКА.  
 2. ПРИНЯТОЕ ПОЛОЖЕНИЕ Ц.М. ПОКЕНОГО ГРУЗА: X=20,0м; Y=2,6м; Z=0. (ПРИ МАССЕ ПГ - 30 т при ВЫВЕДЕНИИ И АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ, - 15 т - при ШТАТНОЙ ПОСАДКЕ).  
 3. МАССА ТОПЛИВА НА БОРТУ ИЗДЕЛИЯ НА ОРБИТЕ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ПГ СОСТАВЛЯЕТ 4т (для ОК-92), 6т (для ОС-120).

ОТНОСИТЕЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ  
Ц.М. И Ц.Д. ПРИ ПОСАДКЕ  
ОТ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ САХ

ХАРАКТЕРИСТИКА	OK-92		OS-120	
	ШТАТНАЯ ПОСАДКА	АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА	ШТАТНАЯ ПОСАДКА	АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА
Х_цм, %	2,0	3,0	0	-3,2
Х_цд, %				
- ПРИ M=0,6	22,0		14,2	
- =2,0	34,0		24,8	
- =5,0	22,0		14,2	
Х_цд-Х_цм, %				
- ПРИ M=0,6	20,0	19,0	14,2	17,4
- =2,0	32,0	31,0	24,8	26,0
- =5,0	20,0	19,0	14,2	17,4

ПРИМЕЧАНИЕ.  $\bar{x}_{цм} = \frac{X_{цм} - X_{САХ}}{Y_{САХ}} \cdot 100, \%$  - ОТНОСИТЕЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЦЕНТРА МАСС ЯППАРЯТА,  
 $\bar{x}_{цд} = \frac{X_{цд} - X_{САХ}}{Y_{САХ}} \cdot 100, \%$  - ОТНОСИТЕЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ.

Рис. 6

8

Ном. инв.	Н. аэрон.	Ном. техн.	Доп.
Ном. техн.	САКИЧЕВ	Н. аэрон.	
Ном. техн.	ГЕРЖИМОВ	Н. аэрон.	
Ном. техн.	АКИЕВ	Н. аэрон.	
Техн.		Н. аэрон.	
Ном. инв.		Н. аэрон.	
Ном. инв.		Н. аэрон.	
Ном. инв.		Н. аэрон.	

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ  
OK-92 И OS-120

Лист 1 из 1

Лист 1 из 1

Лист 1 из 1

Лист 1 из 1