**Буран**

Реферат по дисциплине «Аэродинамика»

Выполнил ст. гр. С-66 Макаренко Е. В.

Омский авиационный техникум им. Н. Е. Жуковского

2003

В полете орбитальный корабль "Буран"

Сообщение ТАСС

15 ноября 1988 года в Советском Союзе проведены успешные испытания космического корабля многоразового использования "Буран".

После старта универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия" с кораблем "Буран" орбитальный корабль вышел на расчетную орбиту, совершил двухвитковый полет вокруг Земли и приземлился в автоматическом режиме на посадочной полосе космодрома Байконур.

Это - выдающийся успех отечественной науки и техники, открывающий качественно новый этап в советской программе космических исследований.

"БУРАН" - советский крылатый орбитальный корабль многоразового использования. Предназначен для выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки модулей и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений и межпланетных комплексов; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоения оборудования и технологий космического производства и доставки продукции на Землю; выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля-космос-Земля, решения ряда оборонных задач.

15 ноября 1988 года орбитальный корабль "Буран" совершил в полностью автоматическом режиме управления свой первый вылет в космос продолжительностью 205 минут, положив начало новому направлению в развитии отечественной космонавтики - созданию многоразовых воздушно-космических летательных аппаратов.

Успешное выполнение полета и высокоточная посадка в условиях штормового предупреждения метеорологов позволяет сделать вывод, что в целом предполетные аэродинамические характеристики ОК, полученные в результате выполнения обширной программы комплексных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, следует считать достаточно достоверными.

Анализ результатов полета представляет самостоятельный интерес и изложен ниже предельно кратко.

Комплексная обработка внешне траекторных измерений, телеметрической информации, результатов зондирования атмосферы и данных метеообстановки в районе аэродрома посадки позволила определить силовые, моментные и балансировочные аэродинамические характеристики планера и сравнить их с расчетными, определенными по дополетной аэродинамике в фактических условиях реального полета.

**Аэродинамическая компоновка**

Планер ОК по внешнему виду и составу элементов напоминает обычный самолет схемы "бесхвостка" и состоит из фюзеляжа, крыла, снабженного элевонами, функционирующими как рули высоты при управлении по тангажу и как элероны при управлении по крену, вертикального оперения с рулем направления, конструктивно состоящим из двух расщепляющихся створок, работающих при раскрытии в режиме воздушного тормоза, а также балансировочного щитка в хвостовой части для обеспечения балансировки и разгрузки элевонов на гиперзвуковых скоростях и больших углах атаки, где их отклонения ограничены температурным фактором.

К особенностям конфигурации крыла следует отнести его двойную стреловидность, что обеспечивает необходимые несущие свойства и благоприятное изменение аэродинамических характеристик на сверхзвуковых и трансзвуковых скоростях полета.

Профиль крыла ОК по сравнению с профилями, применяющимися в современной сверхзвуковой авиации, отличается большей толщиной и большим радиусом передней кромки, что уменьшает температуру нагрева конструкции при входе и полете в плотных слоях атмосферы. Для управления по крену и рысканию при полете на больших скоростях и больших углах атаки, когда руль направления неэффективен, используется реактивная система управления ОК, двигатели которой расположены в двух блоках в хвостовой части фюзеляжа.

В процессе оптимизации аэродинамических характеристик планера были проведены многочисленные экспериментальные исследования параметрических моделей ОК на дозвуковых, трансзвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях в аэродинамических трубах ЦАГИ, которые определили влияние на аэродинамические характеристики формы профиля крыла, его стреловидности по передней кромке наплыва и основной трапеции, формы носовой части и хвостовой части, профиля и габаритных размеров вертикального оперения и установки внешних элементов. По результатам исследований были выбраны:

- крыло со стреловидностью 450 по основной трапеции, 780 по наплыву, с симметричным базовым профилем, максимальная толщина которого, равная 12% хорды, расположена на 40% ее длины;

- фюзеляж с цилиндрической подрезкой по нижней образующей хвостовой части в боковой проекции, равной 140;

- вертикальное оперение с чечевицеобразным профилем, максимальная толщина которого расположена на 60% длины хорды

Анализ характеристик показал, что максимальное балансировочное значение аэродинамического качества К на дозвуковом режиме полета равно 5,6, а на гиперзвуковом режиме - 1,3 и что полученные аэродинамические характеристики обеспечивают продольную балансировку ОК на гиперзвуковых, сверхзвуковых, трансзвуковых и дозвуковых режимах полета за счет отклонения элевонов в диапазоне от –350 до +200, балансировочного щитка от –100 до +200 и раскрытия воздушного тормоза до 870 .

По своему назначению ОК "Буран" является многоцелевым транспортным воздушно-космическим летательным аппаратом. Как "грузовик" корабль должен совершать челночные операции по транспортировке экипажей и грузов заданных масс и габаритов на трассе "Земля – Орбита - Земля".

Как воздушно-космический, двухсредный летательный аппарат ОК должен, завершая полет, выполнять управляемый планирующий спуск из космоса с погружением в плотные слои атмосферы и посадкой в заданной точке земной поверхности. При этом требования безопасности экипажа, сохранности груза и многоразового использования определили авиационный тип посадки с приземлением на бетонную взлетно-посадочную полосу (ВПП) конечных размеров.

Указанные факторы и отечественный опыт создания орбитального самолета предопределили облик корабля и его комплексно-рациональную аэродинамическую компоновку как низкоплана схемы "бесхвостка" с центральным расположением вертикального оперения.

Кабинный модуль с остеклением, обеспечивающим экипажу возможность визуальной посадки, средняя часть фюзеляжа, заданная геометрией цилиндрического отсека полезного груза размером 4,6 х 18 м, и кормовой отсек, в котором размещена объединенная двигательная установка с наружными блоками двигателей реактивной системы управления - эти основные агрегаты фюзеляжа сформировали его внешние обводы и определили площадь донного среза.

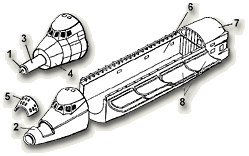
Низкое расположение крыла двойной стреловидности, интегрированного с фюзеляжем, образует по нижним обводам общую несущую поверхность, отвечающую требованиям продольной балансировки на гиперзвуковых скоростях и теплозащиты планера при прохождении теплового барьера, и обеспечивает наиболее рациональные компоновку и конструктивно-силовую схему корабля. Компоновочная схема "низкоплан" дает возможность максимально использовать экранный эффект на посадке при подходе к поверхности ВПП и приземлении.

Органы аэродинамического управления по тангажу, крену и рысканью обычны для схемы "бесхвостка" - это двухсекционные элевоны на консолях крыла и руль направления на киле. Кроме них орбитальный самолет имеет два дополнительных органа управления, специфичных для воздушно-космического планера.

На обрезе кормовой части фюзеляжа расположен балансировочный щиток, который в исходном положении представляет собой продолжение нижней поверхности фюзеляжа. Он предназначен для корректировки балансировочного положения элевонов и их разгрузки при изменении центровки в пределах заданного эксплуатационного диапазона.

Руль направления выполнен расщепляющимся на две створки и при раскрытии работает как воздушный тормоз, что при бездвигательном планировании дает возможность управления траекторией и скоростью полета путем изменения аэродинамического сопротивления и, тем самым, аэродинамического качества. Вследствие верхнего расположения воздушный тормоз при раскрытии создает моменты на кабрирование. Парирование их с помощью элевонов приводит к созданию дополнительной подъемной силы на режимах посадки, исключает характерные для самолетов схемы "бесхвостка" потери на балансировку.

**Компоновка**



1 - стыковочный узел;

2 - носовая часть фюзеляжа (НЧФ);

3 - переходный отсек;

4 - герметичный модуль кабины;

5 - носовой блок двигателей управления;

6 - средняя часть фюзеляжа (СЧФ);

7 - хвостовая часть фюзеляжа (ХЧФ);

8 - створки отсека полезного груза с панелями радиационного теплообменника

Герметичная кабина ОК, в которой находится и работает в полете экипаж, размещается в носовой части фюзеляжа и имеет два этажа: верхний - командный отсек (КО) и нижний - бытовой отсек (БО), под которым расположен агрегатный отсек с не требующим постоянного доступа оборудованием.

Командный отсек в своей передней части имеет два рабочих места (РМ-1 и РМ-2), оснащенных катапультными креслами. В конструкции кабины предусмотрены аварийные выходы, образующиеся с помощью взрывных шнуров.

Вариант кабины, рассчитанный на экипаж из четырех человек с индивидуальными средствами спасения, отличается тем, что в передней части БО (аварийные выходы перед остеклением кабины) устанавливаются два дополнительных катапультных кресла, а приборные отсеки переносятся к задней стенке кабины.

Снаружи на задней стенке кабины установлен модуль командных приборов (МКП), внутри которого находятся гиростабилизированные платформы (ГСП) системы управления (СУ). Справа на МКП установлен блок звездных датчиков, имеющий открывающуюся в полете крышку. Слева размещен радиовысотомер-вертикаль. Над МКП размещена навигационная измерительная визуальная система, внешняя и внутренняя части которой установлены на специальном промежуточном иллюминаторе задней стенки кабины.

На обшивке носовой части фюзеляжа (НЧФ) вокруг кабины и перед ней установлено большинство антенн радиотехнических систем корабля. Каждая антенна или их группа монтируется в вырезе металлической обшивки и закрывается радиопрозрачной вставкой. В передней области НЧФ носовой блок двигателей управления. На задней стенке кабины и частично на передней размещены платы электроразъемов, а также разъемы пневмогидросвязей. Под кабиной проложены транзитные кабели и трубопроводы, соединяющие, минуя кабину, агрегаты и аппаратуру НЧФ и других частей фюзеляжа.

Отсек полезного груза (ОПГ) расположен в средней части фюзеляжа от задней стенки кабины (от соответствующего шпангоута) до перегородки, отделяющей среднюю часть фюзеляжа (СЧФ) от хвостовой части фюзеляжа (ХЧФ). В нижней зоне СЧФ между шпангоутами расположены приборы и агрегаты систем, в том числе системы электропитания (баки с жидким водородом и кислородом, приборный модуль и электрохимические генераторы тока), в верхней части - створки ОПГ (четыре секции по каждому борту со смонтированными на них радиаторами системы терморегулирования), открывающиеся на две стороны. Сбоку к СЧФ крепятся консоли крыла с элевонами - аэродинамическими рулями, совмещающими функции управления по каналам тангажа и крена, и нишами с установленными в них основными стойками шасси. Ниша передней стойки расположена сразу за кабиной экипажа на СЧФ.

В хвостовой части фюзеляжа размещены базовый блок (ББ) объединённой двигательной установки и три вспомогательные силовые установки, создающие рабочее давление в гидравлической системе ОК, герметичный приборный отсек и другие агрегаты и оборудование. ВСУ располагаются вблизи передней стенки ХЧФ по правому и левому бортам. Два хвостовых блока (левый и правый) двигателей управления ОДУ крепятся консолью на шпангоуте донного среза ХЧФ, на котором устанавливается и ББ. В нижней части ХЧФ размещен балансировочный щиток, а в верхней - киль с рулем направления/воздушным тормозом. В раннем варианте компоновки для повышения маневренных возможностей ОК при посадке, в частности при ручном управлении, предполагалось оснащение ОК двумя турбореактивными двигателями с их установкой на ХЧФ по бокам от киля (это хорошо видно на летавшей модели аналоге ОК БОР-5 и на самолете-аналоге БТС-02 ОК-ГЛИ).

**Двигательная установка и бортовое оборудование**

Объединенная двигательная установка (ОДУ) обеспечивает довыведение ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных переходов (коррекций), точное маневрирование вблизи обслуживаемых орбитальных комплексов, ориентацию и стабилизацию ОК, его торможение для схода с орбиты. ОДУ состоит из двух двигателей орбитального маневрирования (на рис. справа), работающих на углеводородном горючем и жидком кислороде, и 46 двигателей газодинамического управления, сгруппированных в три блока (один носовой блок и два хвостовых). Более 50 бортовых систем, включающих радиотехнические, ТВ и телеметрические комплексы, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, навигации, энергоснабжения и другие, объединены на основе ЭВМ в единый бортовой комплекс, который обеспечивает продолжительность пребывания "Бурана" на орбите до 30 суток. Теплота, выделяемая бортовым оборудованием, с помощью теплоносителя подводится к радиационным теплообменникам, установленным на внутренней стороне створок грузового отсека, и излучается в окружающее пространство (в полете на орбите створки открыты).

Маршевый двигатель, или двигатель орбитального маневрирования (ДОМ), используется при довыведении, коррекции орбиты, межорбитальных переходах и торможении при сходе с орбиты. Маршевый двигатель представляет собой ЖРД многократного включения с насосной системой подачи компонентов топлива, выполненной по схеме с дожиганием генераторовного газа, нормально функционирующий в условиях вакуума и невесомости.

Высокие энергетические параметры двигателя обеспечиваются исключением потерь на привод турбины (схема с дозажиганием), большим геометрическим дорасширением реактивного сопла, минимальными потерями в камере сгорания и реактивном сопле, рациональной системой охлаждения и сокращением выбросов. В качестве пускового горючего для воспламенения топлива в газогенераторе и камере используется металлоорганическое соединение.

Для двигателя характерны умеренная напряженность внутрикамерного процесса (давление в камере 7,85 МПа), использование форсуночной головки, имеющей концентрические кольцевые смесительные элементы для получения равномерного потока в камере, высотного соплового насадка радиационного охлаждения из ниобиевого сплава, изготовляемого методом раскатки (без сварки), центростремительной турбины, работающей на генераторном газе при умеренной (около 460 С) температуре. Крепление камеры в кардановом подвесе обеспечивает ее качание в двух плоскостях на 6 от номинального положения.

Управляющий двигатель (УД) представляет собой однокамерный газожидкостный импульсный ЖРД высокого быстродействия на газифицированном кислороде и углеводородном горючем - синтине и работает в импульсных и стационарных режимах с длительностью включения от 0,06 до 1200 с как в орбитальном полете, так и при спуске в атмосфере до высоты 10 км, что позволяет использовать его как дублера маршевого двигателя и двигателей ориентации.

Для воспламенения компонентов топлива используется электрическая система зажигания индуктивного типа. Камера сгорания и часть сопла охлаждаются регенеративно и через завесу окислительным газом, выходная часть сопла - радиационно, клапаны и свеча - прокачкой основного горючего в замкнутом контуре терморегулирования ОДУ.

Быстродействие УД характеризуется временем набора 90% тяги, равным 0,06с, такой же минимальной продолжительностью включения и частотой включения до 8Гц. Минимальный удельный импульс двигателя в импульсных режимах 180с. Гарантированный ресурс двигателя составляет 26000 включений и более 3 ч работы (с дальнейшим увеличением по мере набора статистики). Двигатель ориентации по принципиальной схеме и составу в основном аналогичен УД.

Для исключения образования сажи предусматривается повышенное соотношение компонентов топлива в двигателе (3,5....4),т.е. избыток кислорода.

Основным режимом работы ДО является выдача минимальных импульсов от 0,06 до 0,12с, т.е. удельных импульсов тяги от 227 до 237с соответственно.

**Геометрические и весовые характеристики**

Длина "Бурана" составляет 35,4 м, высота 16,5 м (при выпущенном шасси), размах крыла около 24 м, площадь крыла 250 квадратных метров, ширина фюзеляжа 5,6 м, высота 6,2 м, диаметр грузового отсека 4,6 м, его длина 18 м. Стартовая масса ОК до 105 т, масса груза, доставляемого на орбиту, до 30 т, возвращаемого с орбиты - до 15 т. Максимальный запас топлива до 14 т. Большие габаритные размеры "Бурана" затрудняют использование наземных средств транспортировки, поэтому на космодром он так же, как и блоки РН доставляется по воздуху модифицированным для этих целей самолетом ВМ – Т экспериментального машиностроительного завода им. В.М. Мясищева (при этом с "Бурана" снимается киль и масса доводится до 50 т) или многоцелевым транспортным самолетом Ан-225 в полностью собранном виде.

**Наземная подготовка**

Наземная подготовка к полету орбитального корабля (ОК) включала:

- проверку правильности функционирования бортовых систем и агрегатов при их совместной работе в составе ОК;

- диагностику выявленных неисправностей с последующей заменой забракованной бортовой или наземной материальной части и корректировкой программно-математического обеспечения или эксплутационной документации, необходимыми перепроверками;

- заключительные операции с бортовыми системами после завершения полного объема испытаний на технической позиции (ТП) ОК с обеспечением технической готовности ОК к стыковке с РН;

- механическую и электрическую стыковки ОК с РН и совместные проверки на ТП РН;

- заправку высококипящими компонентами топлива и газами, установку химических источников тока на ТП многоразового ракетно-космического комплекса (МРРК) с обеспечением технической готовности ОК к вывозу в составе МРКК на стартовый комплекс (СК):

- все необходимые технологические операции по предварительной подготовке ОК в составе МРКК к запуску на СК и его запуск.

**Транспортировка ОК "Буран"**

Сначала собранный на Тушинском машиностроительном заводе (ТМЗ) планер ОК "Буран" готовится к отправке на космодром: ему предстоит транспортировка по земле, по воде и воздуху. Для этого с корабля снимается вертикальное оперение, часть бортового оборудования, устанавливается хвостовой обтекатель. Фюзеляж орбитального корабля длиной около 40 метров, с крыльями размахом 24 метра и массой около 50 тонн на специальной транспортной тележке подвозят к специально возведенному причалу на берегу Москва-реки. Именно для транспортировки "Бурана" по суше вдоль всего маршрута в Тушинском районе Москвы целый ряд улиц подвергся серьезной реконструкции: они были расширены, перекрестки спрямлены, изменены маршруты трамвайных и троллейбусных линий.

Далее груз закатывают на специально приспособленную баржу, оборудованную балластными цистернами для изменения осадки (для беспрепятственного прохождения под мостами), и по Москва-реке доставляют на подмосковный аэродром. На весь период перевозки от ТМЗ до аэродрома планер "Бурана" закрыт специальным чехлом, изменяющим (в целях секретности) форму и конфигурацию груза.

На аэродроме при помощи мостового крана "Буран" устанавливают на самолете-носителе ВМ-Т "Атлант". В качестве самолета-носителя использован доработанный дальний бомбардировщик 3М, обладающий великолепными летно-техническими и взлетно-посадочными характеристиками, обусловленными высоким аэродинамическим качеством. Для новой роли ему удлинили и усилили фюзеляж, существенно изменили хвостовое оперение, так как крупногабаритный груз затенял киль, установили три опоры и стыковочные узлы.

После пробных полетов с макетами орбитального корабля самолет-носитель доставил на Байконур уникальный крупногабаритный груз - космический корабль "Буран". Самолет-носитель производил посадку на ВПП аэродрома "Юбилейный", куда впоследствии садился и сам "Буран" после своего первого космического полета

Впоследствии, после введения в эксплуатацию самого большого в мире транспортного самолета Ан-225 "Мрия", все воздушные транспортные операции выполнялись на нем.

Разгрузо-погрузочные, монтажно-установочные работы и транспортировка на космодроме.

Транспортирование ОК между монтажно-испытательным корпусом (МИК) ОК, площадкой огневых контрольных испытаний, технической позицией РН, технической позицией многоразового ракетно-космического комплекса (МРКК) и посадочным комплексом ОК выполняется по специальным автомобильным дорогам на транспортном агрегате (ТА) с помощью тягачей. Транспортный агрегат представляет собой самоходный колесный автопоезд, состоящий из двух тягачей и прицепа, общей грузоподъемностью 100т. Несмотря на большую длину, автопоезд обладает хорошей маневренностью за счет поворота всех осей прицепа.

Для перегрузки ОК на ТА используется подъемно-установочный агрегат ПУА-100, который представляет собой уникальный комплекс электрогидромеханических систем с широким диапазоном технических возможностей, имеющий легкую конструкцию, несмотря на свои внушительные размеры. ПУА-100 обеспечивает на посадочном комплексе все перегрузочные операции с различными крупногабаритными технологическими грузами, доставляемыми на космодром самолетами транспортировщиками 3М-Т "Атлант" и Ан-225 "Мрия".

Орбитальный корабль внутри МИКа ОК с одного рабочего места на другое перемещается на специальном самоходном транспортно-технологическом агрегате (ТТА) или с помощью специальных мостовых кранов.

Транспортирование МРКК с технической позиции РН на техническую позицию МРКК и на стартовый комплекс выполняется на специальном транспортном установочном агрегате с помощью тепловозов. (До доработки ТУА использовался для транспортировки лунной РН "Н-1" на рубеже 60-70-х годов)

**Выведение на орбиту**

Запуск "Бурана" осуществляется с помощью универсальной двухступенчатой РН «Энергия», к центральному блоку которой крепится пирозамками ОК. Двигатели 1-й и 2-й ступеней РН запускаются практически одновременно и развивают суммарную тягу 34840 кН при стартовой массе РН с "Бураном" около 2400 т (из них около 90% составляет топливо). В первом испытательном пуске беспилотного варианта ОК, состоявшемся на космодроме Байконур 15 ноября 1988 года, РН "Энергия" вывела ОК за 476 сек. на высоту около 150 км (блоки 1-й ступени РН отделились на 146-й сек. на высоте 52 км). После отделения ОК от 2-й ступени РН был осуществлен двукратный запуск его двигателей, что обеспечило необходимый прирост скорости до достижения первой космической и выход на опорную круговую орбиту. Расчетная высота опорной орбиты "Бурана" составляет 250 км (при грузе 30 т и заправке топливом 8 т). В первом полете "Буран" был выведен на орбиту высоту 250,7/260,2 км (наклон орбиты 51,6) с периодом обращения 89,5 мин. При заправке топливом в количестве 14 т возможен переход на орбиту высотой 450 км с грузом 27 т. При отказе на этапе выведения одного из маршевых ЖРД 1-й или 2-й ступени РН ее ЭВМ "выбирает" в зависимости от набранной высоты либо варианты выведения ОК на низкую орбиту или на одновитковую траекторию полета с последующей посадкой на одном из запасных аэродромов, либо вариант выведения РН с ОК на траекторию возврата в район старта с последующим отделением ОК и посадкой его на основной аэродром. При нормальном запуске ОК 2-я ступень РН, конечная скорость которой меньше первой космической, продолжает полет по баллистической траектории до падения в Тихий океан.

**Полёт**

К этому полету готовились более 12 лет. И еще 17 дней из-за отмены старта 29 октября 1988г., когда за 51 с. до него не прошло нормальное отведение площадки с приборами прицеливания и была выдана команда на отмену старта. А затем слив компонентов топлива, профилактика, выявление причин отказа и их устранение. "Не торопиться! - предупреждал председатель Государственной комиссии В.Х.Догужиев. - Прежде всего, безопасность!» Все происходило на глазах миллионов телезрителей... Очень высоко напряжение ожидания...

Задачей первого полета МРКК "Энергия-Буран" были продолжение летной отработки РН «Энергия» и проверка функционирования конструкции и бортовых систем ОК "Буран" на наиболее напряженных участках полета (выведение и спуск с орбиты) с минимальной длительностью орбитального участка. Из соображений безопасности первый испытательный полет ОК "Буран" был определен как беспилотный, что традиционно для отечественной космонавтики, с полной автоматизацией всех динамических операций вплоть до рулёжки по ВПП.

Первый беспилотный полет ОК "Буран" был запланирован непродолжительным: два витка, или 206 минут полета. В соответствии с его задачами и программой были задействованы состав и режимы работы бортовых и наземных систем. Наземный комплекс управления, мозговым центром которого является ЦУП, в первом полете ОК "Буран" задействовал шесть наземных станций слежения, четыре плавучие станции и систему связи и передачи данных, состоящую из сети наземных и спутниковых широкополосных и телефонных каналов связи.

Космодром Байконур 15 ноября 1988 г. На старте МРКК "Энергия-Буран". Циклограмма предстартовой подготовки проходит без замечаний. Но погодные условия ухудшаются. Председатель Государственной комиссии получает очередной доклад метеорологической службы с прогнозом: "Штормовое предупреждение". Учитывая важность момента, синоптики потребовали письменно подтвердить получение тревожного прогноза. В авиации посадка - самый ответственный этап полета, особенно в сложных метеорологических условиях. ОК "Буран" не имеет двигателей для полета в атмосфере, в первом полете на его борту не было экипажа, а посадка предусматривалась с первого и единственного захода. Специалисты, создавшие ОК "Буран", заверили членов Государственной комиссии, что они уверены в успехе: для системы автоматической посадки этот случай не предельный. Решение на пуск было принято.

В 6 часов 00 минут по московскому времени МРКК "Энергия-Буран" отрывается от стартового стола и почти сразу же уходит в низкую облачность. Проходит 8 минут участка выведения. В 6 ч 08 минут 03 секунды завершается работа РН, и ОК "Буран" начинает первый самостоятельный полет. Высота над поверхностью Земли составляет около 150 км, и, как это предусмотрено баллистической схемой полета, выполняется довыведение ОК на орбиту собственными средствами. В течение последующих 40 минут проводятся два маневра довыведения ОК на рабочую орбиту наклонением 51,6 и высотой 250...260 км. Параметры этих маневров (величину, направление и момент отработки импульса ОДУ) автоматически рассчитывает БЦВК в соответствии с заложенными полетным заданием и реальными параметрами движения на момент отделения от РН.

Первый маневр происходит в зоне связи наземных станций слежения, второй - над Тихим океаном. Передача телеметрической информации о втором маневре проходит по трассе "ОК - плавучая станция слежения в Тихом океане - стационарный спутник связи - ретрансляционная станция "Орбита" в Петропавловске-Камчатском - высокоэллиптический спутник связи - подмосковный ретрансляционный пункт - ЦУП" протяженностью более 120000 км.

Вне участков маневров для соблюдения теплового режима ОК движется в орбитальной ориентации левым крылом к Земле. Правильность заданной ориентации подтверждается как принимаемой телеметрической информацией, так и "картинкой" с бортовой телекамеры, размещенной по продольной оси ОК за остеклением кабины. Четко работает командная радиолиния, исполняются передаваемые из ЦУП команды на управление телеметрической и телевизионной системами ОК.

Наступает одна из завершающих операций - перезагрузка оперативной памяти БЦВК для работы на участке спуска и перекачка топлива из носовых баков в кормовые для обеспечения посадочной центровки.

Проходит полтора часа полета, БЦВК рассчитывает и сообщает в ЦУП параметры тормозного маневра для схода с орбиты.

Уточненные данные о скорости и направлении ветра передаются на борт и закладываются в банк данных системы. ОК стабилизируется кормой вперед и вверх. В 8 часов 20 минут в последний раз включается маршевый двигатель и отрабатывает заданную величину скорости. ОК начинает снижаться и через 30 мин "цепляет" атмосферу. За время снижения до высоты 100 км реактивная система управления развернула ОК носом вперед, и, "протиснувшись" в узкую щель ограничений, он входит в атмосферу. В 8 часов 53 минут на высоте 90 км с ним прекращается связь из-за плазменных образований. Движение ОК в плазме более чем в три раза продолжительнее, чем при спуске одноразовых космических кораблей типа "Союз", и по расчету составляет 16...19 минут.

В 9 часов 11 минут, когда ОК находился на высоте 50 км, стали поступать доклады: "Есть прием телеметрии!", "Есть обнаружение корабля средствами посадочных локаторов!", "Системы корабля работают нормально!". В этот момент он находился в 550 км от ВПП, и, хотя его скорость уменьшилась, она все же в 10 раз превышала скорость звука. До посадки оставалось чуть больше 10 минут...

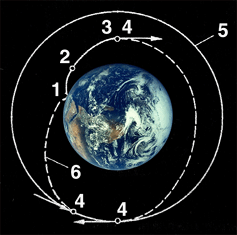


Схема полета ОК "Буран":

1 - старт;

2 - отделение разгонных блоков первой ступени;

3 - отделение разгонного блока второй ступени от ОК "Буран";

4 - точки включения двигателей системы орбитального маневрирования;

5 - рабочая орбита;

6 - траектория спуска.

**Возвращение с орбиты**

Для схода с орбиты ОК разворачивается двигателями газодинамического управления на 180 (хвостом вперед), после чего на непродолжительное время включаются основные ЖРД и сообщают ему необходимый тормозной импульс. ОК переходит на траекторию спуска, снова разворачивается на 180 (носом вперед) и выполняет планирование с большим углом атаки. До высоты 20 км осуществляется совместное газодинамическое и аэродинамическое управление, а на заключительном этапе полета используются только аэродинамические органы управления. Аэродинамическая схема "Бурана" обеспечивает ему достаточно высокое аэродинамическое качество, позволяющее осуществить управляемый планирующий спуск, выполнить на трассе спуска боковой маневр протяженностью до 2000 км для выхода в зону аэродрома посадки, произвести необходимое предпосадочное маневрирование и совершить посадку на аэродром. В то же время конфигурация ЛА и принятая траектория спуска (крутизна планирования) позволяют аэродинамическим торможением погасить скорость ОК от близкой к орбитальной до посадочной, равной 300 - 360 км/ч. Длина пробега составляет 1100 - 1900 м, на пробеге используется парашют. Для расширения эксплуатационных возможностей "Бурана" предусматривалось использование трех штатных аэродромов посадки (на космодроме (ВПП посадочного комплекса длиной 5 км и шириной 84 м в 12 км от старта), а также в восточной и западной частях страны). Комплекс радиотехнических средств аэродрома создает радионавигационное и радиолокационное поля (радиус последнего около 500 км), обеспечивающие дальнее обнаружение ОК, его выведение к аэродрому и всепогодную высокоточную (в том числе автоматическую) посадку на ВПП. Первый испытательный полет беспилотного варианта ОК завершился после выполнения немногим более двух витков вокруг Земли успешной автоматической посадкой на аэродром в районе космодрома. Тормозной импульс был дан на высоте Н=250 км, на расстоянии около 20000 км от аэродрома приземления, боковая дальность на трассе спуска составила около 550 км, отклонение от расчетной точки касания на ВПП оказалось равным 15 м в продольном направлении и 3 м от оси полосы.

Разработка ОК "Буран" продолжалась более 10 лет. Первому запуску предшествовал большой объем научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию ОК и его систем с обширными теоретическими и экспериментальными исследованиями по определению аэродинамических, акустических, теплофизических, прочностных и других характеристик ОК, моделированием работы систем и динамики полета ОК на полноразмерном стенде оборудования и на пилотажных стендах, разработкой новых материалов, отработкой методов и средств автоматической посадки на самолетах - летающих лабораториях, летными испытаниями в атмосфере пилотируемого самолета-аналога (в моторном варианте) БТС-02, натурными испытаниями теплозащиты на экспериментальных аппаратах БОР-4 и БОР-5, выводившихся на орбиту и возвращаемых с нее методом аэродинамического спуска, и т. д.

"Буран" пришел в прицельную зону - на рубеж 20 км - с минимальными отклонениями, что было весьма кстати при посадке в плохих погодных условиях. Реактивная система управления и ее исполнительные органы отключились, и только аэродинамические рули, задействованные еще на высоте 90 км, ведут ОК к следующему ориентиру – ключевой точке.

Интенсивно гасится в атмосфере скорость. Полет проходит строго по расчетной траектории снижения, на контрольных дисплеях ЦУП его отметка смешается к ВПП посадочного комплекса практически в середине допустимого коридора возврата. "Буран" приближается к аэродрому несколько правее оси посадочной полосы, все идет к тому, что он будет "рассеивать" остаток энергии на ближнем "цилиндре". Так думали специалисты и летчики-испытатели, дежурившие на объединенном командно-диспетчерском пункте. Включаются бортовые и наземные средства радиомаячной системы. После отметки 10 км "Буран" летит, можно сказать, по знакомой дороге, проторенной летающей лабораторией Ту-154ЛЛ и аналогом ОК.

На объединенном командно-диспетчерском пункте (ОКДП) высшая степень напряжения: "Буран" круто изменил курс и летит почти поперек оси ВПП. В чем дело? Проанализировав ситуацию, служба управления докладывает: "Все в порядке! Система не ошиблась, а просто на сей раз оказалась "умнее". "Буран" будет заходить на полосу не левым кругом, как предполагалось, а правым. Выход в ключевую точку проходит по оптимальной для данных начальных условий траектории при практически предельном встречно-боковом ветре. Волнение на ОКДП уменьшилось. Орбитальный корабль, совершив "свой" маневр, погасил энергию, преодолел все встретившиеся ему возмущения на "цилиндре выверки курса" и правым виражом вышел в ключевую точку.

Еще на высоте около 7 км, несмотря на сложности целеуказания, на сближение с "Бураном" вылетел самолет сопровождения МиГ-25, пилотируемый летчиком-испытателем М.Толбоевым. Благодаря искусству пилота на экране уверенно наблюдалось четкое телевизионное изображение корабля - целого и как будто невредимого. На высоте 4 км - выход на посадочную глиссаду. Изображение в ЦУП начинают передавать аэродромные телекамеры. Еще минута - и выпуск шасси...

И в 9 часов 24 минуты 42 секунды после выполнения орбитального полета и прохождения почти 8000 км в верхних слоях атмосферы, опережая всего на 1 секунду расчетное время, "Буран", борясь с сильным встречно-боковым ветром, мягко коснулся взлетно-посадочной полосы и после небольшого пробега в 9 часов 25 минут 24 секунд замер в ее центре. Над ним, прощаясь, пронесся самолет сопровождения... Необычно красивая, правильная и изящная посадка 80-тонного корабля! Просто не верится, что полет беспилотный. Кажется, что самый хороший летчик не смог бы посадить "Буран" лучше. Везде, где специалисты и просто причастные к этому полету люди наблюдали посадку "Бурана", взрыв эмоций. Огромное напряжение, с которым велась подготовка первого полета, усиленное к тому же предшествующей отменой старта, нашло свой выход. Нескрываемая радость и гордость, восторг и смятение, облегчение и огромная усталость - все можно было видеть на лицах в эти минуты. Так сложилось, что космос считается технологической витриной мира. И эта посадка позволила людям на ВПП возле остывающего "Бурана" или у экранов телевизоров в ЦУП вновь ощутить необычайное по остроте чувство национальной гордости, радости. Радости за свою державу, мощный интеллектуальный потенциал нашего народа. Большая, сложная и трудная работа сделана! После останова "Бурана" на ВПП в течение 10 минут контролируется приведение бортовых систем в исходное состояние и их выключение. По просьбе группы послеполетного обслуживания из ЦУП через спутник связи выдается последняя команда на борт: системы корабля обесточены. Все! Программа первого испытательного полета выполнена полностью!

**История создания ОК "Буран"**

Работы по созданию крылатых космических кораблей в Советском Союзе имеют свою историю. Идея использовать крылья на возвращаемом космическом аппарате возникла сразу же с началом полетов в космос. Это обуславливалось желанием использовать потенциальные возможности земной атмосферы (в первую очередь, управляемое торможение и точное маневрирование) и тем авиационным заделом, с которым первые ракетчики пришли в космонавтику. Поэтому наличие крыльев на спускаемом аппарате, движущимся в атмосфере, выглядело простым и логичным.

С.П.Королев считал парашютную посадку бесперспективной, и потому, по его заказу, параллельно с Востоком, лапоток проектировал П.В.Цыбин. Машина задумывалась классической аэродинамической схемы, с трапециевидным крылом и нормальным хвостовым оперением. Свое полуофициальное название аппарат получил из-за характерной формы фюзеляжа, в аэродинамическую тень которого несущие плоскости убирались при входе в плотные слои атмосферы. По способу выведения (на 3-ступенчатой Р-7, семерке), массе и решаемым задачам лапоток был бы аналогичным Востоку. (Справа - первый советский "челнок" - "лапоток" С.П.Королева и П.В.Цыбина: стартовая масса 4,7 т; экипаж 1 чел.; продолжительность полета до 27 ч; длина 9,4 м; размах крыла 5,5 м; высота по оперению 4 м; ширина фюзеляжа 3 м.) Рассматривалась даже возможность катапультирования космонавта непосредственно перед посадкой на ВПП. Однако быстро выяснился масштаб трудностей, встающих при создании крылатых космических аппаратов. Например, планирующий вход в атмосферу требовал точнейшей ориентации изделия, а соответствующие приборы появились значительно позже первых полетов... Кроме того, по теплозащите схема оказалась неоптимальной. После этого ракетчики к крылатым аппаратам охладели. С 1958-го воздушно-космический самолет (ВКС) проектировался в ОКБ-23 В.М.Мясищева. Масса та же под семерку. Схема уже бесхвостка, с треугольным крылом большой площади. Конкретный же облик неоднократно менялся, известно минимум три варианта. В последнем из них Владимир Михайлович впервые предложил применить керамическую плиточную теплозащиту, но... в 1960-м Мясищева отправили руководить ЦАГИ, ОКБ-23 стало филиалом фирмы В.Н.Челомея. Тогда же ракетопланами занялся и сам Владимир Николаевич, его ОКБ-52. Уже в 1961-м прошли испытательные пуски аппарата, названного МП-1 (первый пуск 21.03.1963 с использованием баллистической ракеты "Р-12"). 1,8-метровый конус массой 1,75 т, управлялся на гиперзвуковых скоростях восемью аэродинамическими щитками. Баллистическая ракета поднимала образец на 405 км, в атмосферу он входил в 1760 км от места старта со скоростью 3,8 км/с. Два года спустя испытания прошел М-12 такой же конус, но с четырьмя стабилизаторами. По результатам этих пусков ОКБ-52 представило проект 6,3-тонного беспилотного ракетоплана Р-1, оснащенного М-образным складным (средняя часть вверх, концы вниз) крылом переменной стреловидности, и его пилотируемого варианта Р-2. Перегрузка на спуске должна была составить всего 3,5-4 g, в отличие от 9-11 g на СА Восток. Сделали уже макеты машин, но после снятия благоволившего к Челомею Н.С.Хрущева воздушно-космическую тематику у ОКБ-52 отобрали. Занимался крылатыми кораблями и А.Н.Туполев, но пока о них известно крайне мало: опытный экземпляр беспилотного ВКС 130 был построен, а его пилотируемый вариант 136 должен был называться Красная звезда.

К 1965 г. из всех минавиапромовских программ осталась одна известная сегодня под названиями 50-50 и спираль, разрабатывавшаяся в ОКБ Микояна под руководством Г.Е.Лозино-Лозинским.

ОК "Буран" задумывался как военная система. Вот как вспоминал об этом в 1994-м году директор головного в ракетно-космической промышленности Центрального НИИ машиностроения Ю.А.Мозжорин:

Программа имеет свою предысторию. В 1972 г. Никсон объявил, что в США начинает разрабатываться программа Space Shuttle. Она была объявлена как национальная, рассчитанная на 60 пусков челнока в год, предполагалось создать 4 таких корабля; затраты на программу планировались в 5 миллиардов 150 миллионов долларов в ценах 1971 г. В дальнейшем они конечно подросли, как и у всех бывает, достигли 13 миллиардов 400 миллионов долларов. Программа была серьезная, поскольку создавались 4 стартовых комплекса, на базе Ванденберг и на мысе Кеннеди, создавались специальные производства.

Челнок выводил на околоземную орбиту 29,5 т, и мог спускать с орбиты груз до 14,5 т. Это очень серьезно, и мы начали изучать, для каких целей он создается? Ведь все было очень необычно: вес, выводимый на орбиту при помощи одноразовых носителей в Америке, даже не достигал 150 т/год, а тут задумывалось в 12 раз больше; ничего с орбиты не спускалось, а тут предполагалось возвращать 820 т/год... Это была не просто программа создания какой-то космической системы под девизом снижения затрат на транспортные расходы (наши, нашего института проработки показали, что никакого снижения фактически не будет наблюдаться), она имела явное целевое военное назначение.

И действительно, в это время начали говорить о создании мощных лазеров, лучевого оружия, оружия на новых физических принципах, которое теоретически позволяет уничтожать ракеты противника на расстоянии в несколько тысяч километров. Как раз вот создание такой системы и предполагалось для отработки этого нового оружия в космических условиях.

Слова Юрия Александровича подтверждает заместитель Главного конструктора МКС Буран В.М.Филин:

Необходимость создания отечественной многоразовой космической системы, как средства сдерживания потенциального противника, была выявлена в ходе аналитических исследований, проведенных институтом проблем машиноведения АН СССР и НПО Энергия в период 1971 - 75 гг. Было показано, что США, введя в эксплуатацию свою многоразовую систему Space Shuttle, смогут получить решающее военное преимущество в плане нанесения превентивного ракетно-ядерного удара по жизненно-важным объектам на территории нашей страны.

В решениях НТС Министерства общего машиностроения и Министерства обороны ставилась задача: исключить возможную техническую и военную внезапность, связанную с появлением у потенциального противника многоразовой транспортной космической системы Space Shuttle принципиально нового технического средства доставки на околоземные орбиты и возвращения на Землю значительных масс полезных грузов.

Первый вариант отечественного ответа на американский вызов выглядел следующим образом: достаточно традиционная схема, включающая двухступенчатый носитель с пакетным разделением ступеней, в верхней части которого размещался транспортный корабль.

Облик носителя в существующем виде определился тоже далеко не сразу, и пакетная его компоновка не случайна. Возглавивший в 1975 г. ведущую ракетно-космическую фирму страны, получившую тогда же название НПО Энергия, академик В.П.Глушко весьма благоволил к концепции универсальной системы из множества стандартных ракетных блоков. Между тем, пятнадцатью годами раньше, в начале разработки легендарной Н1, такую схему исследовал Королев и отказался от нее как от самой неэффективной по массе. С другой стороны, реализованный Сергеем Павловичем моноблочный вариант, во-первых, требовал сложных, долгих и дорогих наземных испытаний. Во-вторых, главное он исключал перевозку готовых блоков с заводов в Москве, Днепропетровске и Куйбышеве на космодром; на Байконуре пришлось бы строить новый гигантский производственный комплекс. Для будущих программ это, может быть, было и приемлемо, но военных категорически не устраивало. Победил компромисс.

Корабль должен был состоять из трех частей: носовой (конической), с кабиной экипажа и рулевыми двигателями, средней (цилиндрической), с объемистым грузовым отсеком, и кормовой, с двигателями довыведения, орбитального маневрирования и топливом для них. В атмосферу аппарат должен был входить вперед коническим носом, с некоторым углом атаки этого достаточно, чтобы на тех скоростях получить определенное аэродинамическое качество, скользящий управляемый спуск. Посадка же предполагалась по парашютно-ракетной системе, на выдвижные опоры-амортизаторы.

Предложенная схема имела колоссальное преимущество, отсутствовали крылья, большую часть времени бывшие паразитной массой. К достоинствам предложенной схемы можно также отнести следующее:

- имелся серьезный практический задел по спускаемым аппаратам с небольшим аэродинамическим качеством (КК "Союз", боеголовки баллистических ракет);

- имелись и давно использовались в Воздушно-десантных войсках сложные парашютные системы (с тормозными РДТТ), позволяющие осуществлять мягкую посадку тяжелых объектов;

- снимались жесткие требования по точности приземления;

- отпадала необходимость в дорогой и сложной наземной инфраструктуре (в первую очередь аэродромов);

- конструкция космического корабля без крыльев и оперения по сравнению с крылатым ОК конструктивно является более простой и легкой при равной прочности, имеет меньшую омываемую площадь (что снижает массу теплозащиты), более простые алгоритмы управления, что в конечном итоге приводит к большей эффективности в эксплуатации.

А к главному недостатку малую дальность бокового маневра при спуске. Нужна же была большая, что диктовалось элементарным соображением: в отличие от американцев с их раскиданными по всему миру авиабазами (а аварийные полосы для Шаттла сооружены по всему миру, от острова Пасхи до Марокко), у нас была только территория СССР - много, но недостаточно. И только три полосы (на Байконуре, в Крыму и у озера Ханка на Дальнем Востоке)... Сесть же на них нужно было с любого витка!

Проблему пытались решить: корпус корабля стал в сечении треугольным, однако это были полумеры. В общем, схема однокилевой бесхвостки с переменной стреловидностью передней кромки крыла напрашивалась, но решающим фактором стала не аэродинамика. Как раз здесь сказалось положение догоняющих: к этому времени облик американской системы после многократных изменений был, наконец, утвержден. И сработало классическое, увы, в нашей оборонке мнение: американцы не глупее, делайте, как у них!

Промежуточный вариант ОК "Буран" предусматривал установку воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Это обуславливалось следующим: в связи с тем, что все аэродромы для посадки "Бурана" расположены на территории бывшего СССР, в течение суток возникало достаточно много витков, посадка с которых невозможна. Из этой ситуации могло быть два принципиальных выхода: расширить количество аэродромов (но "Буран" создавался как военный объект, а стратегические союзники были расположены "компактно" к границам СССР, Куба же была слишком близка к территории потенциального противника), либо повысить энерговооруженность атмосферного участка за счет установки ВРД. Конструкторы выбрали второй путь.

В дальнейшем (по техническим причинам) от использования на штатном ОК "Буран" ТРД в конце концов, отказались (испытав воздушно-реактив­ную двигательную установку в реальных атмосферных полетах самолета-аналога БТС-002), однако в связи с тем, что изготовление и оборудование летных образцов (первой серии) уже шло полным ходом, конструктивно-силовую схему планера менять было поздно и ниши в ХЧФ под установку двигателей зашили панелями обшивки и закрыли гибким теплозащитным покрытием.

После необходимых доработок, транспортировки на космодром, испытаний и подготовки к старту, напряженный труд десятков тысяч людей завершился триумфом 15 ноября 1988 года.

Основные характеристики МКС "Энергия-Буран"

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Орбитальный корабль "Буран": | |  | РН "Энергия" (МКС в целом): | |
| Характеристики | Значение |  | Характеристики | Значение |
| Максимальная стартовая масса (в первом полете), т | 105 (79,4) |  | Стартовая масса МКС, т | 2375 |
| В т.ч.: запас окислителя (кислород), т  запас горючего (циклин), т | 10,4  4,1 |  | Масса ракеты-носителя, т | 2270 |
|  | Первая ступень (блок "А", 4 шт.), т | 1490,4 |
| Масса полезного груза, выводимого в ОК на орбиту H=200 км:  с наклонением i=50.7 , т  с наклонением i=97 , т | 30  16 |  | В т.ч.: запас окислителя (кислород), т  запас горючего (керосин РГ-1), т | 886,8  341,2 |
|  |
|  | Вторая ступень (блок "Ц", 1 шт.), т | 776,2 |
| Посадочная масса ОК:  номинальная, т  максимальная, т | 82  87 |  | в т.ч.: запас окислителя (кислород), т  запас горючего (водород), т | 602,3  100,7 |
|  |
|  | Двигатель блока "А" (РД-171, 11Д521):  тяга на уровне моря, тс  тяга в вакууме, тс  удельный импульс на уровне моря, с  удельный импульс в вакууме, с | 740  806  308,5  336,2 |
| Масса полезного груза, возвращаемого с орбиты в ОК:  максимальная, т  номинальная, т | 20  15 |  |
|  |
|  |
| Экипаж, человек:  на этапе летных испытаний (при наличии катапультных кресел)  максимальный (без катапультных кресел) | 2  до 10 |  |
|  | Двигатель блока "Ц" (4 шт.РД-0120,11Д122):  тяга на уровне моря, тс  тяга в вакууме, тс  удельный импульс на уровне моря, с  удельный импульс в вакууме, с |  |
|  | 147,6 |
| Продолжительность полета:  номинальная, сут  максимальная (с дополнительными баками), сут | 7  30 |  | 190  353,2  454,7 |
|  |
|  |
| Диапазон возможных наклонений орбит | 50,7...110 |  | Геометрические характеристики МКС:  общая длина, м  максимальная ширина, м  максимальная ширина на установщике, м | 58,765  23,92  24,50 |
| Высота орбиты:  рабочая круговая, км  максимальная, км | 250 ... 500  1000 |  |
|  |
|  |
| Перегрузки, g:  при выведении на орбиту (максимальная)  при спуске в атмосферу (по номинальной траектории) | 3  1,6 |  | Геометрические характеристики РН в целом:  длина, м  максимальный поперечный размер, м | 58,765  17,65 |
|  |
|  |
| Аэродинамическое качество:  на гиперзвуковых скоростях  при посадке | 1,5  5 |  | Геометрические характеристики первой ступени:  длина, м  диаметр баков, м | 39,46  3,92 |
|  |
|  |
| Максимальная величина бокового маневра при спуске, км | 1700 |  | Геометрические характеристики второй ступени:  длина, м | 58,765 |
| Посадочная скорость:  средняя (при посадочной массе 82т), км/ч  максимальная, км/ч  в первом полете, км/ч | 312  360  263 |  |
|  | диаметр баков (без теплоизоляции), м | 7,75 |
|  | Кратность использования (ресурс):  первая ступень, полетов  вторая ступень, полетов | 10  1 |
|  |
| Маршевый двигатель орбитального маневрирования 17Д12:  тяга в вакууме, тс  удельный импульс в вакууме, с | 8,8  362 |  |
|  |  |  |
|  |  |
| Геометрические характеристики: |  |  |  |
| общая длина, м | 36,37 |  |  | |
| в том числе фюзеляжа, м | 30,85 |  |
| ширина фюзеляжа (максимальная), м | 5,50 |  |
| Размах крыла, м | 23,92 |  |
| высота на стоянке, м | 16,35 |  |
| шасси, база/колея, м | 7,00/12,79 |  |
| длина отсека полезного груза, м | 18,55 |  |
| диаметр отсека полезного груза, м | 4,70? |  |
| Кратность использования (ресурс), полетов | 100 |  |

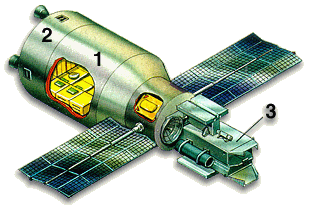
**Применение "Бурана"**

**Боевые космические комплексы**

В конце 60-х - начале 70-х годов в США были начаты работы по исследованию возможности использования космического пространства для ведения боевых действий в космосе и из космоса. Правительство СССР рядом специальных постановлений (первое вышло в 1976 г.) работы в стране в этой области поручило кооперации организаций-разработчиков во главе с НПО "Энергия". В 70-80-е годы был проведен комплекс исследований по определению возможных путей создания космических средств, способных решать задачи поражения космических аппаратов военного назначения, баллистических ракет в полете, а также особо важных воздушных, морских и наземных целей. При этом ставилась задача достижения необходимых характеристик указанных средств на основе использования имевшегося к тому времени научно-технического задела с перспективой развития этих средств при ограничении по производственным мощностям и финансированию. Для поражения военных космических объектов были разработаны два боевых космических аппарата на единой конструктивной основе, оснащенные различными типами бортовых комплексов вооружения - лазерным и ракетным. Основой обоих аппаратов явился унифицированный служебный блок, созданный на базе конструкции, служебных систем и агрегатов орбитальной станции серии ДОС-7К.

В отличие от станции служебный блок должен был иметь существенно большие по вместимости топливные баки двигательной установки для обеспечения маневрирования на орбите.

**Боевые космические комплексы - полезная нагрузка ОК "Буран"**



Обозначения:

1 - приборно-топливный отсек;

2 - агрегатный отсек;

3 - бортовой комплекс специального вооружения.

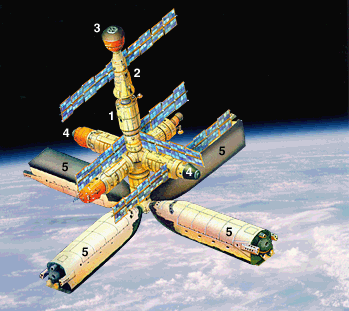
Выведение космических аппаратов на орбиту предполагалось осуществлять в грузовом отсеке орбитального корабля МКС "Буран" (ракетой-носителем "Протон" на экспериментальном этапе). Предусматривалась дозаправка баков на орбите при помощи средств, также доставляемых к аппаратам в ОК МКС "Буран". Для обеспечения длительного срока боевого дежурства на орбите и поддержания высокой готовности космических комплексов предусматривалась возможность посещения объектов экипажем (два человека до 7 суток).

Меньшая масса бортового комплекса вооружения с ракетным оружием, по сравнению с комплексом с лазерным оружием, позволяла иметь на борту КА больший запас топлива, поэтому представлялось целесообразным создание системы с орбитальной группировкой, состоящей из боевых космических аппаратов, одна часть из которых оснащена лазерным, а другая - ракетным оружием. При этом первый тип КА должен был применяться по низкоорбитальным объектам, а второй - по объектам, расположенным на средневысотных и геостационарных орбитах.

Для поражения стартующих баллистических ракет и их головных блоков на пассивном участке полета в НПО "Энергия" был разработан проект ракеты-перехватчика космического базирования. В практике НПО "Энергия" это была самая маленькая, но самая энерговооруженная ракета. Достаточно сказать, что при стартовой массе, измеряемой всего десятками килограммов, ракета-перехватчик обладала запасом характеристической скорости, соизмеримой с характеристической скоростью ракет, выводящих современные полезные нагрузки на орбиту ИСЗ. Высокие характеристики достигались за счет применения технических решений, основанных на последних достижениях отечественной науки и техники в области миниатюризации приборостроения. Авторской разработкой НПО "Энергия" явилась уникальная двигательная установка, использующая нетрадиционные не криогенные топлива и сверхпрочные композиционные материалы. В начале 90-х годов, в связи с изменением военно-политической обстановки, работы по боевым космическим комплексам в НПО "Энергия" были прекращены. К работам по боевым космическим комплексам привлекались все тематические подразделения Головного конструкторского бюро и широкая кооперация специализированных организаций-разработчиков военно-промышленного комплекса страны, а также ведущие исследовательские организации Министерства обороны и Академии наук.

Для поражения особо важных наземных целей разрабатывалась космическая станция, основу которой составляла станция серии ДОС-7К и на которой должны были базироваться автономные модули с боевыми блоками баллистического или планирующего типа. По специальной команде модули отделялись от станции, посредством маневрирования они должны были занимать необходимое положение в космическом пространстве с последующим отделением блоков по команде на боевое применение. Конструкция и основные системы автономных модулей были заимствованы с орбитального корабля "Буран". В качестве варианта боевого блока рассматривался аппарат на базе экспериментальной модели ОК "Буран" (аппараты семейства "Бор"). Военная целевая нагрузка для ОК "Буран" разрабатывалась на основании специального секретного постановления ЦК КПСС и Совета Министров. Об исследовании возможности создания оружия для ведения боевых действий в космосе и из космоса (1976г.)

Боевая космическая станция с ударными блоками на базе ОК "Буран"



1 - базовый блок; 2 - центр управления боевыми блоками; 3 - многоразовый транспортный корабль "Заря"; 4 - модули боевой станции с прицельными комплексами; 5 - боевые модули (на базе фюзеляжа ОК «Буран»)

Вот как описывает применение боевой космической станции С.Александров в своей статье "Меч, ставший щитом" ("Техника-молодежи",4'98):"...Тот же базовый модуль, как на орбитальной станции Мир, те же боковые (уже не секрет, что на Спектре, например, предполагались испытания оптической системы обнаружения ракетных пусков... А стабилизированная платформа с теле- и фотокамерами на Кристалле чем не прицел?), но вместо астрофизического Кванта модуль с комплексом боевого управления. Под шариком переходного отсека еще один переходник, на котором висят четыре модуля (на основе бурановского фюзеляжа) с боевыми блоками. Это, так сказать, исходное положение. По тревоге они отделяются и расходятся на рабочие орбиты, выбираемые из следующего соображения: чтобы каждый блок вышел на свою цель в тот момент, когда над ней будет пролетать центр управления. Фюзеляж Бурана используется в этом проекте по принципу не пропадать же добру: большие запасы топлива в объединенной двигательной установке и очень хорошая система управления позволяют активно маневрировать на орбите, при этом полезный груз боевые блоки находятся в контейнере, скрытые от любопытных глаз, а так же неблагоприятных факторов космического полета. Что существенно в контексте стратегического сдерживания эта система оружия нанесет прицельный, хирургический удар даже в том случае, если будет уничтожено все остальное. Как атомные подводные лодки, она способна переждать первый залп!"

**Проекты целевого использования орбитального корабля "Буран"**

Согласно техническим заданиям Министерства обороны и отраслевым программам в НПО "Энергия" были разработаны технические предложения и эскизные проекты по решению конкретных задач в реальных направлениях применения ОК "Буран". Предусматривалось использовать ОК "Буран" для транспортно-технического обслуживания (ТТО) и ремонта орбитальных комплексов и космических аппаратов. Так, например, транспортно-техническое обслуживание орбитальным кораблем "Буран" комплекса "Мир" - его дооснащение (доставка модулей, энергоустановок и др.), многоразовое использование модулей и оборудования (их возвращение для профилактики и ремонта), доставка на Землю результатов работ - позволяет существенно повысить эффективность комплекса. Как разновидности задачи ТТО были рассмотрены диагностирование неисправных аппаратов, как на орбите, так и после их возвращения с помощью ОК "Буран", а также оценка возможности их ремонта и повторного использования. Применительно к аппаратам космической разведки исследована возможность возвращения двух неисправных аппаратов и принятия решений по их дальнейшему использованию. Детально проработано использование ОК "Буран" для развертывания и сборки больших конструкций. Это направление имеет принципиальное значение для создания космических антенн, солнечных энергоустановок и др. Обоснован эксперимент по отработке антенны космического радиотелескопа КРТ-30 и экспериментального космического комплекса наблюдения в составе бортового модуля на ОК "Буран". Особую роль ОК "Буран" может иметь для выведения и отработки на орбите особо дорогостоящих КА.

Чтобы уменьшить технический риск и предотвратить значительный ущерб в случае потери, например, уникального аппарата космической разведки или выхода из строя его целевой аппаратуры, было предложено и проработано решение о создании по принципу максимальной преемственности конструктивных, компоновочных и технических решений экспериментального образца (ЭКА), выводимого и обслуживаемого по программе отработки кораблем "Буран". Такое решение позволяло обеспечить:

- контроль всех основных этапов функционирования ЭКА;

- контроль операций по раскрытию крупногабаритной антенны РАС и проведение оперативного ремонта при ее отказе;

- проверку работоспособности ЭКА перед самостоятельным функционированием для гарантированного выполнения задач эксперимента;

- проведение ремонтно-восстановительных работ на борту ЭКА;

- возвращение на Землю особо ценных частей ЭКА для диагностики и повторного использования.

Аналогично исследовано использование ОК "Буран" для выведения на орбиту и отработки тяжелой экспериментальной энергоемкой радиолокационной станции 91А6-П. Незаменима роль ОК "Буран" при проведении специальных исследований, а также ряда научных и технологических экспериментов.

В качестве начального этапа практического использования ОК "Буран" для научных исследований планировалась постановка и проведение на его борту уже во время второго полета экспериментов по исследованию микроатмосферы, микроускорений и характеристик излучений с помощью научной аппаратуры многоразового использования. Это направление оценивалось как весьма значительное, особенно при комплексном решении научно-исследовательских и технических задач. Уникальные энергетические возможности ОК "Буран" (до 60 кВт), уровень микрогравитации (10-4...10-5g) и другие характеристики функционирования на орбите, а также возможность возвращения и многократного использования оборудования позволили организовать на борту промышленное производство и доставку на Землю биопрепаратов и полупроводниковых материалов высокой стоимости. Проектные исследования этого направления на основе конкретных биоустановок ("Рекомб-2", "Ручей-2", "Поток") и технологических установок ("Кратер-АГ", "Малахит") показали целесообразность его реализации уже в ходе летных испытаний.

В результате этих разработок и исследований были разработаны принципы и научно-технические направления создания и эксплуатации любых многоразовых космических аппаратов.

Разработкой и исследованиями целевого применения ОК "Буран" занимались В.Г.Алиев, Б.И.Сотников, П.М.Воробьев, В.Ф.Садовый, А.В.Егоров, С.И.Александров, Н.А.Брюханов, В.В.Антонов, В.И.Бержатый, О.В.Митичкин, Ю.П.Улыбышев и др.

**Перспективы Бурана**

В середине 60-х годов прошлого века в СССР активно разрабатывался новый принцип доставки космический кораблей ни орбиту с последующей посадкой возвращаемого модуля. Авиационно-космическая транспортная система "Спираль" - так полностью называлось детище ОКБ им. А. И. Микояна - состояла из двух ступеней. Первой являлся гиперзвуковой самолет-разгонщик класса ТУ-95, второй - многоразовый пилотируемый космический самолет с отделяемым ракетным ускорителем.

По сложившемуся тогда в мировой космонавтике мнению, будущее многоразовых систем представлялось радужным. Запуск американцами ракетоплана Х-15, достигшего высоты 108 километров, только подтолкнул наших военных к постановке задачи перед инженерами. Миконовским конструкторам под руководством Глеба Лозино-Лозинского предстояло создать одноместный орбитальный самолет массой 10 тонн, который предусматривал бы возможность инспекции военных объектов и мог садиться на специальные "лыжи" под фюзеляжем. Пилотируемый запуск "Спирали" в космос планировался на вторую половину 1970-х, после чего советская космонавтика плавно бы перешла от дорогих одноразовых "Союзов" к многоразовым орбитальным аппаратам.

Но этим планам не суждено было сбыться. В самый разгар работы над "Спиралью" Соединенные Штаты, несомненно, осведомленные о наших работах, официально объявили о начале создания своей многоразовой системы "Спейс-Шаттл". Тактический ход вероятного противника принес плоды. Выслушав доклад раздосадованного Устинова о том, что американцы готовят чертежи космической повозки для доставки на орбиту лазерной пушки (а значит, звездные войны вполне возможны), Брежнев одобрил "симметричный ответ". Это значило свертывание работ по теме "Спираль", в отсек которой лазер для стрельбы по летящим боеголовкам противника никак не влезал.

Нет нужды пересказывать, что случилось в стране в начале девяностых. Поговаривают, "Энергия - Буран" пала жертвой сепаратного договора Горбачева с Бушем-ст., по которому мы прекращали многоразовую космическую программу, а американцы отказывались от стратегической оборонной инициативы. Так или иначе, второй беспилотный полет отменили, "операцию спасения" перенесли сначала на 1992-й, потом - на 1993-94 годы. Министерство обороны приняло новую военную доктрину, в которую орбитальный самолет никак не вписывался. Одно из экспериментальных изделий "Бурана" стало "умным" аттракционом в Парке Горького (разбирать оказалось очень дорого, а расплавлять и продавать лом за границу в "Молнии" не решились). Изделие 1.01 - "Буран", летавший в космос, - по межгосударственным соглашениям отошел к Казахстану и до сих пор стоит в байконуровском ангаре. Заросла травой полоса аэродрома "Юбилейный". "Буран" больше никогда не оторвется от земли, хотя - примечательный факт - ни российское правительство, ни Росавиакосмос так и не издали официальных распоряжений о закрытии этой программы. Наверное, ни у кого просто рука не поднялась.

Так что же, эту страницу советской космонавтики - красивую и драматичную - следует закрыть и навсегда забыть? Нет. Глеб Лозино-Лозинский успел начать еще одну - третью по счету - попытку создания многоразовой авиационно-космической системы, дальнейшее развитие идеи “Спирали”. Назвали ее по первым буквам этих слов - МАКС.

МАКС - это летающий космодром АН-225 "Мрия", с которого орбитальный самолет в воздухе самостоятельно стартует в космос. Здесь использовано очень многое из того, что было найдено при создании "Спирали" и "Бурана", а главное достоинство - невероятная дешевизна доставки груза на орбиту. По сравнению с нынешними "Шаттлами" денег можно потратить в 20-50 раз меньше! При этом, заметьте, американцы нынче не доставляют тяжелые грузы на Международную космическую станцию, предпочитая использовать для этих целей старые добрые "Союзы". Экономят!

Конечно, США параллельно работают над своим аналогом МАКСа. Несмотря на то, что в России государственное финансирование этой программы. Почти отсутствует, за последние пять лет обе космические сверхдержавы продвинулись в этом направлении примерно одинаково. У нас уже есть один самолет "Мрия", еще один строится на Украине. Изготовлен топливный бак для орбитального самолета, а сам возвращаемый самолет выполнен в полноразмерном металлическом макете.

Авиационно-космические специалисты считают, что Глеб Лозино-Лозинский дважды - со "Спиралью" и "Бураном" - опережал время, и не его вина, а беда политического руководства, что обе эти программы обрывались на полпути. Теперь России благодаря бывшему генеральному конструктору "Молнии" третий раз выпал шанс не отпустить конкурентов в создании многоразовых возвращаемых космических систем далеко вперед. Пожалуй, использование этого шанса станет лучшей памятью Глебу Евгеньевичу.

**Список литературы**

"Буран", под ред.члена-корр.РАН Ю.П.Семенова, М.:Машиностроение, 1995г.;

Журнал "Новости Космонавтики", М.:Видеокосмос, 1994-1998гг. (в частности, 11/152 1997, материалы о "Скиф-ДМ");

"Космонавтика", энциклопедия, М.:Советская энциклопедия, 1985г.;

"Авиационно-космические системы", сборник статей под ред. Г.Е.Лозино-Лозинского и А.Г.Братухина, М.:Изд-во МАИ, 1997г.;

Сборник статей под ред. Г.Е.Лозино-Лозинского и А.Г.Братухина, М.:Изд-во МАИ, 1997г.;

"Ракетно-космическая корпорация ЭНЕРГИЯ имени С.П.Королева", Менонсовполиграф, 1996г.;

Статья С.Александрова в журнале "Техника-молодежи" 1998г.