"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.

|  |  |
| --- | --- |
| **Внешняя конфигурация.** Орбитальный корабль (ОК) "Буран" выполнен по самолетной схеме: это "бесхвостка" с низкорасположенным треугольным крылом двойной стреловидности по передней кромке; аэродинамические органы управления включают элевоны, балансировочный щиток, расположенный в хвостовой части фюзеляжа, и руль направления, который, "расшепляясь" по задней кромке (рис. справа), выполняет также функции воздушного тормоза; посадку "по-самолетному" обеспечивает трехопорное (с носовым колесом) выпускаюшееся шасси. |  |

**Внутренняя компоновка, конструкция.** В носовой части "Бурана" расположены герметичная вставная кабина объемом 73 кубических метров для экипажа (2 - 4 чел.) и пассажиров (до 6 чел.), отсеки бортового оборудования и носовой блок двигателей управления.

Среднюю часть занимает грузовой отсек с открывающимися вверх створками, в котором размещаются манипуляторы для выполнения погрузочно-разгрузочных и монтажно-сборочных работ и различных операций по обслуживанию космических объектов. Под грузовым отсеком расположены агрегаты систем энергоснабжения и обеспечения температурного режима. В хвостовом отсеке (рис. справа) установлены агрегаты двигательной установки, топливные баки, агрегаты гидросистемы. В конструкции "Бурана" использованы алюминевые сплавы, титан, сталь и другие материалы. Чтобы противостоять аэродинамическому нагреванию при спуске с орбиты, внешняя поверхность ОК имеет теплозащитное покрытие, рассчитанное на многоразовое использование.

На менее подверженную нагреву верхнюю поверхность устанавливается гибкая теплозащита, а другие поверхности покрыты теплозащитными плитками, изготовленными на основе волокон кварца и выдерживающими температуру до 1300 С. В особо теплонапряженных зонах (в носках фюзеляжа и крыла, где температура достигает 1500 - 1600 С) применен композиционный материал типа углерод-углерод. Этап наиболее интенсивного нагревания ОК сопровождается образованием вокруг него слоя воздушной плазмы, однако конструкция ОК не прогревается к концу полета более чем до 160 С. Каждая из 36000 плиток имеет конкретное место установки, обусловленное теоретическими обводами корпуса ОК. Для снижения тепловых нагрузок выбраны также большие значения радиусов затупления носков крыла и фюзеляжа. Расчетный ресурс конструкции - 100 орбитальных полетов.

**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, сгрупированных 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).

|  |  |
| --- | --- |
| **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. |

**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 запуске 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 двухкратный 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.

**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 тормозной 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 (Хороль Приморского края) и западной (Симферополь) 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.

## 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; длиан 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. | Условные обозначения: 1 - кабина космонавтов; 2 - иллюминаторы; 3 - входной люк; 4 - приборный отсек; 5 - консоли крыла при входе в плотные слои атмосферы; 6 - хвостовое оперение |

|  |  |
| --- | --- |
| ВКА-23 В.М.Мясищева, третий вариант (1960): стартовая масса - 4,5 т при запуске на орбиту высотой 400 км, полезный груз 700 кг; экипаж 1 человек; длина 9,0 м, размах крыла 6,5 м, высота 2 м. | 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 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.звезда .

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.

|  |  |
| --- | --- |
|  | Условные обозначения: 1 - стабилизаторы 2 - парашютный отсек 3 - отсек полезного груза 4 - кабина экипажа 5 - двигатели системы ориентации 6 - выдвижные посадочные опоры 7 - двигатели довыведения и орбитального маневрирования 8 -балансировочный щиток |

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 течении суток возникало достоточно 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.

## Многоразовая космическая система "Энергия - Буран"

### Орбитальный корабль "Буран"

Работы над многоразовым орбитальным кораблем были начаты в 1974 году в рамках подготовки "Комплексной программы НПО "Энергия". Это направление работ было поручено главному конструктору И.Н.Садовскому. Заместителем главного конструктора по орбитальному кораблю был назначен П.В.Цыбин. Центральным вопросом при определении технического облика орбитального корабля был выбор его принципиальной схемы. На начальном этапе рассматривались два варианта схемы: первый - самолетная схема с горизонтальной посадкой и расположением маршевых двигателей второй ступени в хвостовой части; второй - схема "несущий корпус" с вертикальной посадкой. Основное ожидаемое преимущество второго варианта - предполагаемое сокращение сроков разработки за счет использования опыта и заделов по кораблям "Союз". В результате дальнейших исследований была принята самолетная схема с горизонтальной посадкой как наиболее отвечающая требованиям, предъявляемым к многоразовым системам. Проектные исследования, проведенные в направлении оптимизации многоразовой космической системы в целом, определили вариант системы, в котором маршевые двигатели были перенесены на центральный блок II ступени носителя. Энергетическая и конструктивная развязка ракетной системы выведения и орбитального корабля позволила проводить независимую отработку носителя и орбитального корабля, упростила организацию работ и обеспечила одновременную разработку универсальной сверхтяжелой отечественной ракеты-носителя "Энергия". Головным разработчиком орбитального корабля являлось НПО "Энергия", в сфере деятельности которого было создание комплекса бортовых систем и агрегатов для решения задач космического полета, разработка программы полета и логики работы бортовых систем, окончательная сборка корабля и его испытания, увязка наземных комплексов для подготовки и проведения пуска и организация управления полетом. Создание по ТЗ НПО "Энергия" несущей конструкции корабля - его планера, разработка всех средств спуска в атмосфере и посадки, в том числе тепловой защиты и бортовых систем, изготовление и сборка планера, создание наземных средств его подготовки и испытаний, а также воздушная транспортировка планера, корабля и ракетных блоков были поручены специально созданному для этих целей НПО "Молния" и Тушинскому машиностроительному заводу (ТМЗ) МАП. С исключительной энергией и с большим энтузиазмом, опираясь практически на вновь созданный коллектив, вел работы по кораблю "Буран" генеральный директор и главный конструктор НПО "Молния" Г.Е.Лозино-Лозинский. Его ближайшим помощником был первый заместитель генерального директора и главный конструктор Г.П.Дементьев. Большой вклад в создание планера корабля "Буран" внесли директор ТМЗ С.Г.Арутюнов и его заместитель И.К.Зверев, Основные цели создания корабля "Буран" определялись тактико-техническими требованиями на его разработку:

|  |  |
| --- | --- |
| - | комплексное противодействие мероприятиям противника по расширению использования космического пространства в военных целях; |
| - | решение целевых задач в интересах Министерства обороны, народного хозяйства и науки; |
| - | проведение военно-прикладных исследований и экспериментов в обеспечение создания больших космических систем; |
| - | выведение на орбиты, обслуживание на них и возвращение на Землю космических аппаратов, космонавтов и грузов. |

Головными разработчиками НПО "Энергия" и НПО "Молния" с участием ЦАГИ (Г.П.Свищев) и ЦНИИМАШ (Ю.А.Мозжорин) был проведен сравнительный анализ двух схем корабля с горизонтальной посадкой - схема моноплана с низкорасположенным крылом двойной стреловидности и схема типа "несущий корпус". В результате сравнения в качестве оптимального варианта для орбитального корабля была принята схема моноплана. Совет главных конструкторов с участием институтов МОМ и МАП 11 июня 1976 года утвердил это решение. В конце 1976 года был разработан эскизный проект орбитального корабля.

В середине 1977 года для дальнейшего развертывания работ из службы 19 по космическим кораблям (руководитель К.Д.Бушуев) была переведена большая группа специалистов в службу 16 (руководитель И.Н.Садовский). Был организован комплексный проектный отдел 162 по орбитальному кораблю (начальник отдела Б.И.Сотников). Проектно-компоновочное направление в отделе возглавлял В.М.Филин, программно-логическое - Ю.М.Фрумкин, вопросы основных характеристик и эксплуатационных требований вел В.Г.Алиев. В 1977 году был выпущен технический проект, содержащий всю необходимую информацию для разработки рабочей документации. Работы по созданию орбитального корабля находились под жесточайшим контролем Министерства и Правительства. В конце 1981 года генеральный конструктор В.П.Глушко принял решение о передаче орбитального корабля в службу 17, возглавляемую первым заместителем генерального конструктора, главным конструктором Ю.П.Семеновым. Заместителем главного конструктора по орбитальному кораблю был назначен В.А.Тимченко. Это решение было продиктовано необходимостью максимального использования опыта проектирования космических кораблей и повышения организационно-технического уровня руководства по созданию орбитального корабля. Одновременно с передачей дел по орбитальному кораблю проводится частичная реорганизация. В службу 17 переводится проектный отдел 162, преобразованный в отдел 180 (Б.И.Сотников), и подразделение ведущего конструктора В.Н.Погорлюка. В службе создается отдел 179 (В.А.Овсянников) по средствам приземления и аварийного спасения, куда вливается сектор В.А.Высоканова, переведенный из отдела 161. В кратчайшие сроки были разработаны детальные графики создания орбитального корабля, контролируемые главным конструктором, определены нерешенные вопросы и сроки их реализации. По существу, с этого времени начался этап реального воплощения идей в конкретные изделия.

Особое внимание уделялось наземной экспериментальной отработке. Разработанная комплексная программа охватывала весь объем отработки, начиная от узлов и приборов и кончая кораблем в целом. Предусматривалось создание около сотни экспериментальных установок, 7 комплексных моделирующих стендов, 5 летающих лабораторий и 6 полноразмерных макетов орбитальных кораблей. Для отработки технологии сборки корабля, макетирования его систем и агрегатов, примерки с наземным технологическим оборудованием были созданы два полноразмерных макета корабля ОК-МЛ-1 и ОК-МТ.

Первый макетный экземпляр корабля ОК-МЛ-1, основным назначением которого было проведение частотных испытаний как автономно, так и в сборке с ракетой-носителем, был доставлен на полигон в декабре 1983 года. Этот макет использовался также для проведения предварительных примерочных работ с оборудованием монтажно-испытательного корпуса, с оборудованием посадочного комплекса и универсального комплекса стенд-старт.

Макетный корабль ОК-МТ был доставлен на полигон в августе 1984 года для проведения конструкторского макетирования бортовых и наземных систем, примерки и отработки механо-технологического оборудования, отработки технологического плана подготовки к пуску и послеполетного обслуживания. С использованием этого изделия были проведены полный цикл примерок с технологическим оборудованием в МИК ОК, макетирование связей с ракетой-носителем, отработаны системы и оборудование монтажно-заправочного корпуса и стартового комплекса с заправкой и сливом компонентов объединенной двигательной установки. Работы с изделием ОК-МЛ-1 и ОК-МТ обеспечили проведение подготовки к пуску летного корабля без существенных замечаний. Для горизонтально-летных испытаний был разработан специальный экземпляр орбитального корабля ОК-ГЛИ, который был оснащен штатными бортовыми системами и оборудованием, функционирующим на заключительном участке полета. Для обеспечения взлета корабль ОК-ГЛИ был оснащен четырьмя турбореактивными двигателями.

|  |  |
| --- | --- |
| Основные задачи горизонтально-летных испытаний включали отработку участка посадки в ручном и автоматическом режимах, проверку летно-технических характеристик на дозвуковых режимах полета, проверку устойчивости и управляемости, отработку системы управления при реализации в ней штатных алгоритмов посадки. Испытания проводились в ЛИИ МАП (А.Д. Миронов), г. Жуковский, 10 ноября 1985 года состоялся первый полет корабля ОК-ГЛИ. Всего до апреля 1988 года было проведено 24 полета, Из них 17 полетов - в режиме автоматического управления до полного останова на взлетно-посадочной полосе. Первым летчиком-испытателем корабля ОК-ГЛИ был И.П. Волк, руководитель группы кандидатов в космонавты, готовившихся по программе "Буран". Отработка участка посадки проводилась также на двух специально оборудованных летающих лабораториях, созданных на базе самолетов Ту-154, Для выдачи заключения на первый пуск было выполнено 140 полетов, в том числе 69 автоматических посадок. Полеты осуществлялись на аэродроме ЛИИ и посадочном комплексе Байконура. Самая большая по объему и сложности экспериментальная отработка была проведена на комплексном стенде КС-ОК орбитального корабля "Буран". Основной особенностью, отличающей КС-ОК от других стендов, является то, что в его состав вошли полноразмерный аналог орбитального корабля "Буран", укомплектованный штатными по составу бортовыми системами, и штатный комплект наземного испытательного оборудования. | Аналог ОК "Буран", дооснащенный четырьмя двигателями, осуществивший ряд полетов с подмосковного аэродрома в г.Жуковском, для отработки пилотирования при посадки после орбитального полета |

На КС-ОК должны были выполняться задачи, которые не могли быть решены на других экспериментальных установках и стендах:

|  |  |
| --- | --- |
| **-** | Комплексная отработка электрической схемы с участием пневмогидросистем, в том числе: отработка взаимодействия бортовых систем при имитации штатных режимов работы и в расчетных нештатных ситуациях, отработка взаимодействия бортового и наземного (испытательного) многомашинных вычислительных комплексов, проверка электромагнитной совместимости и помехозащищенности бортовой аппаратуры, отработка взаимодействия наземного и бортового комплексов управления в режиме передачи управляющих воздействий с контролем правильности их исполнения в бортовых системах по телеметрической информации. |
| **-** | Проверка электрических связей аналога орбитального корабля "Буран", входящего в состав КС-ОК, с эквивалентом ракеты-носителя "Энергия". |
| **-** | Отработка программы и методики комплексных электрических испытаний орбитального корабля "Буран", режимов предстартовой подготовки и методики парирования нештатных ситуаций, возможных при наземной подготовке. |
| **-** | Отработка бортового и наземного (испытательного) программно-математического обеспечения и его сопряжения с аппаратными средствами вычислительных комплексов, бортовых систем и наземного испытательного оборудования для всех рабочих мест наземной предполетной подготовки ОК Буран с учетом возможных (расчетных) нештатных ситуаций. |
| **-** | Отработка эксплуатационной документации, предназначенной для проведения испытаний и наземной предполетной подготовки ОК Буран на техническом и стартовом комплексах и для натурных испытаний. |
| **-** | Проверка правильности выполнения доработок материальной части, корректировки ПМО и ЭД по результатам испытаний и техническим решениям до проведения соответствующих доработок на штатном ОК Буран . |
| **-** | Обучение и тренировка специалистов, участвующих в наземной предполетной подготовке и натурных испытаниях ОК Буран . |

В августе 1983 года в НПО "Энергия" был доставлен планер орбитального корабля для дооснащения и развертывания на его основе постоянно действующего комплексного стенда. В объединении было создано оперативно-техническое руководство, возглавляемое Ю.П.Семеновым. Оперативное ежедневное руководство работами осуществлял его заместитель А.Н.Иванников. Для разработки программно-математического обеспечения испытаний был создан отдел 107 (начальник отдела А.Д.Марков). Электрические испытания на КС-ОК начались в марте 1984 года. Работы по испытаниям возглавили Н.И.Зеленщиков, А.В.Васильковский, А.Д.Марков, В.А.Наумов и руководители электроиспытаний А.А.Мотов, Н.Н.Матвеев. Комплексная экспериментальная отработка на КС-ОК продолжалась в круглосуточном режиме без выходных дней 1600 суток и была завершена лишь тогда, когда ОК "Буран" готовился на стартовом комплексе к запуску. Чтобы охарактеризовать объем и эффективность экспериментальной отработки на КС-ОК, достаточно отметить, что отработано 189 разделов комплексных испытаний, выявлено и устранено 21168 замечаний.

Большую эффективность испытательных работ на КС-ОК обеспечил высокий уровень автоматизации испытаний, который составил 77% от общего объема работ. (Для сравнения - уровень автоматизации испытаний транспортного корабля "Союз ТМ" составлял 5%.)

Анализ результатов экспериментальной отработки на КС-ОК позволил обосновать ряд технических решений о возможности сокращения объемов работ по наземной предполетной подготовке ОК "Буран" без снижения ее качества. Так, например, три версии программного обеспечения БВК ( 17, 18, 19) проверялись по программе первого полета только на КС-ОК. Оценивая результаты экспериментальной отработки на КС-ОК, можно заключить, что комплексный стенд сыграл исключительную роль в обеспечении безопасности и сокращении сроков наземной предполетной подготовки ОК "Буран", в снижении расходов материальных ресурсов на его создание.

Размерность ОК и отсутствие на период сборочных работ по кораблю транспортных средств для доставки корабля в полной комплектации с завода-изготовителя на технический комплекс привели к необходимости проведения сборочных работ поэтапно. На заводе-изготовителе - Тушинском машиностроительном заводе - проводилась сборка планера массой не более 50 т, которая лимитировалась грузоподъемностью самолета 3М-Т. Планер транспортировали водным путем по реке Москве до г. Жуковский, где его грузили на самолет 3М-Т, а затем воздушным путем перевозили на посадочный комплекс полигона Байконур, где его после перегрузки на автомобильное шасси доставляли в монтажно-испытательный корпус. Планер транспортировали практически без орбитальных систем и отдельных агрегатов (кабины экипажа, вертикального оперения, шасси), на нем было установлено только 70% теплозащитного покрытия. Таким образом, в МИК ОК необходимо было развернуть сборочное производство и организовать процесс поставки необходимых комплектующих изделий. Планер первого летного орбитального корабля был доставлен на космодром Байконур в декабре 1985 года. Отправке планера первого летного корабля "Буран" на технический комплекс предшествовала большая подготовительная работа. В отличие от ракеты-носителя "Энергия", для которой использовались техническая позиция и основная часть стартового комплекса от ракеты-носителя Н1, для ОК "Буран" все надо было создавать заново: все сооружения технического комплекса, на которых должны быть проведены досборка корабля и укомплектование его бортовыми системами, электрические испытания; посадочный комплекс с сооружениями, обеспечивающими обслуживание корабля после посадки, и командный диспетчерский пункт. Работы по созданию всех сооружений велись медленно, и к моменту прибытия планера первого летного корабля основная техническая позиция корабля (площадка 254) была готова только на 50-60%. Из пяти залов, необходимых для сборки и испытаний корабля, можно было сдать в эксплуатацию только один (зал 104). Однако даже он в январе 1986 года использовался как складское помещение. В нем временно разместили наземно-испытательное оборудование орбитального корабля (около 3000 ящиков, массой не менее одной тонны каждый), которое предстояло в кратчайшие сроки доставить в пультовые, смонтировать и провести пусконаладочные работы. Для проведения испытаний необходимо было ввести в строй более 60 пультовых и около 260 помещений. Не были готовы к работе площадка для огневых контрольных испытаний объединенной двигательной установки, монтажно-заправочный корпус, специализированные площадки для работы с кораблем на посадочном комплексе. Решение об отправке планера первого летного корабля при такой низкой готовности технической позиции было принято после многократных обсуждений. Отправка должна была оживить работы на космодроме Байконур. Работы с ракетой-носителем "Энергия" опережали работы по кораблю, так как этому направлению оказывалось, как и в предыдущие годы, более пристальное внимание на всех этапах работ. К этим работам более тяготело и руководство Министерства. В январе 1986 года во время полета на космодром министра О.Д.Бакланова с большой группой руководителей отраслей смежных министерств, генеральных и главных конструкторов, участвовавших в создании комплекса "Энергия-Буран", принимается решение об улучшении организации работ и создании оперативных групп для дальнейшей подготовки комплекса на космодроме. Там же О.Д.Бакланов подписал приказ о создании трех оперативных групп. Первая группа должна была обеспечить подготовку корабля "Буран" и всех технических средств для его запуска в III квартале 1987 года. Руководителем группы назначен главный конструктор корабля Ю.П.Семенов. Подготовка многоразовой космической системы "Энергия-Буран", руководителем которой был назначен главный конструктор комплекса "Энергия-Буран" Б.И.Губанов, входила в задачу второй группы. Третья группа занималась вопросами подготовки наземного и стартового оборудования. Руководил ею заместитель министра С.С.Ванин. В состав групп были включены все необходимые специалисты, в том числе военные строители. В приказе отмечалось, что все члены группы должны находиться непосредственно на космодроме до решения основной задачи - запуска комплекса "Энергия-Буран". Руководителям групп были даны все необходимые полномочия для решения поставленных задач. Доклады руководителей регулярно заслушивались на Межведомственной оперативной группе (МОГ), которая под председательством О.Д.Бакланова проводила свои заседания, выезжая на Байконур. После назначения О.Д.Бакланова секретарем ЦК КПСС в 1988 году МОГ возглавил вновь назначенный министр В.Х.Догужиев, он же стал Председателем Государственной комиссии по проведению пуска.

После выхода приказа началась круглосуточная напряженная работа без выходных, практически на грани человеческих возможностей. Руководители групп сосредоточили на Байконуре всех необходимых специалистов. Все вопросы решались комплексно. Одновременно со строительными работами велись монтаж оборудования и пусконаладочные работы. Параллельно решались разные вопросы - от обеспечения размещения персонала, организации питания и транспорта до отдыха специалистов. Значительно увеличилась численность испытательной службы, только на площадке 254 с января по март 1986 года численность возросла с 60 до 1800 человек. В испытательные бригады входили представители всех организаций. За достаточно короткий срок в течение января-февраля 1986 года были разработаны пооперационные графики, определена необходимая комплектация под каждую операцию, составлен полный перечень материальной части, подлежащей поставке на технический комплекс, организована разработка технологических паспортов сборки. Для упорядочения процесса изготовления материальной части на основных производствах и поставки ее на ТК в необходимые сроки была внедрена система заявок, направляемых с ТК на завод. В заявке указывался перечень материальной части под сборочную операцию и срок ее поставки для обеспечения пооперационного графика сборки. Заявки составлялись не только на "бортовую" комплектацию, но и любую материальную часть, необходимую для сборки и автономных испытаний, в том числе на механо-технологическое оборудование, расходные материалы, компоненты и т.д. Выполнение заявок контролировалось на ежедневных заседаниях первой рабочей группы. На основном производстве состояние с изготовлением и поставкой комплектующих регулярно рассматривалось на заседаниях Межведомственной оперативной группы. Такая система заявок дала возможность наладить достаточно четкий порядок изготовления и поставки комплектующих изделий (свыше 4000 наименований) и обеспечила планирование сборочных работ. Учитывая большой объем работ по нанесению теплозащитного покрытия, в МИК ОК был создан специализированный участок изготовления плиток теплозащитного покрытия. Это позволило не только обеспечить изготовление необходимого количества плиток для штатного цикла нанесения на корпус планера, но и оперативно обеспечить выполнение ремонтных работ по замене плиток, поврежденных в процессе подготовки ОК к пуску Несмотря на огромные трудности, сборка орбитального корабля завершилась. Бессменным руководителем сборки был заместитель главного инженера ЗЭМ В.П.Кочка. Практически за четыре месяца был подготовлен комплекс наземных средств. В мае 1986 года начались электрические испытания. Параллельно проводилась заключительная отработка систем.

|  |  |
| --- | --- |
| Следует отметить, что результаты отработки систем порой существенно влияли на процесс подготовки к пуску Так, при проведении огневых испытаний объединенной двигательной установки на стенде в г. Приморске обнаружился дефект в разделительном клапане на входе в блок газификации кислорода. Клапан открывался, но не закрывался при подаче команды. Орбитальный корабль в это время находился на площадке огневых испытаний ОДУ. Дальнейшее проведение работ ставилось под сомнение: запуск корабля с этой неисправностью невозможен, а это означало срыв программы. Пришлось оперативно проводить тщательный анализ всех испытаний ОДУ. Решение найдено - клапан надежно закрывается при подаче трех команд. Была сделана соответствующая коррекция математического обеспечения, а это значит - еще одна очередная версия и ее отработка. | Орбитал ьный корабль "Буран" |

Ни в отечественной, ни в мировой практике ракетно-космической техники не было аналогов, по сложности равных кораблю "Буран", Об этом красноречиво говорит следующее:

|  |  |
| --- | --- |
| **-** | в состав ОК "Буран" входят более 600 установочных единиц бортовой аппаратуры, включающей более 1000 приборов, более 1500 трубопроводов и более 2500 сборок (жгутов) бортовой кабельной сети, имеющей около 15 000 электрических соединителей; |
| **-** | система управления ОК "Буран" представляет собой многомашинный бортовой вычислительный комплекс с уникальным по объему и сложности программным обеспечением, составившим для первого полета 180 Кбайт, что позволило реализовать более 6000 команд и 3000 алгоритмов управления бортовыми системами, а также 7000 технологических команд и параметров; |
| **-** | при подготовке к первому полету орбитального корабля "Буран" контролировалось более 5000 телеметрических параметров бортовых систем. За время испытаний и наземной предполетной подготовки проведен значительный объем работ, было выявлено и устранено 7646 замечаний, забраковано и заменено 3028 бортовых приборов. |

В процессе работы неоднократно возникали нештатные ситуации, такие, как несанкционированное снятие электропитания, и испытателям приходилось искать безаварийный выход из создавшегося положения. Об ответственном отношении специалистов к порученной работе говорит и такой пример. Испытатель П.В.Махаев при анализе телеметрической информации, полученной во время комплексных испытаний по программе "Работа ОДУ на площадке ОКИ", выяснил, что из-за нештатного завершения программы после приведения бортовых систем в исходное состояние два клапана ОДУ в течение нескольких часов находились под напряжением. В комплексе 14 (руководитель комплекса А.М.Щербаков) были организованы экспериментальные работы, которые проводились на предприятии круглосуточно, в результате чего была подтверждена работоспособность указанных клапанов. ОДУ для их замены не была снята и сроки подготовки ОК "Буран" выдержаны. Программа первого полета орбитального корабля многократно и тщательно обсуждалась. Рассматривались два варианта: трехсуточный и двухвитковый полеты, Трехсуточный полет решал больше задач, но при этом существенно увеличивался необходимый объем экспериментальной отработки. При реализации двухвиткового полета можно было не устанавливать ряд систем, таких, как система электропитания на электрохимических генераторах, система открытия створок, радиаторы и ряд других, требующих большой отработки. В то же время двухвитковый полет выполнял основную задачу - отработку участков выведения, спуска в атмосферу и посадки на посадочную полосу.

За несколько месяцев до пуска в адрес Правительства было направлено коллективное письмо, подписанное в том числе летчиками-космонавтами И.П.Волком и А.А.Леоновым, о том, что "Буран" не сможет надежно выполнить полет в автоматическом варианте и что первый полет, как у американцев, должен быть пилотируемым. Работала специальная комиссия, которая согласилась с предложением технического руководства о беспилотном пуске. В результате обсуждения для первого пуска был принят вариант двухвиткового полета.

Как уже отмечено выше, 26 октября 1988 года после докладов о готовности орбитального корабля, ракеты-носителя, стартового комплекса, полигонного измерительного комплекса, Центра управления полетом, средств связи и расчетов и о метеорологическом прогнозе на ближайшие дни Государственная комиссия под председательством В.Х.Догужиева приняла решение о запуске ОК "Буран" 29 октября 1988 года в 6 ч 23 мин московского времени. Подготовка к запуску проходила успешно, метеоусловия были благоприятными, скорость ветра не превышала 1 м/с. Все команды по циклограмме предстартовой подготовки исполнялись нормально, оставалось отвести от ОК "Буран" переходный стыковочный блок, но за 51 с до команды "Контакт подъема" в систему управления ОК и автоматизированный испытательный комплекс поступила команда "Аварийное прекращение подготовки РН", по которой системы ОК "Буран" были автоматически приведены в исходное, состояние и выключены со снятием бортового питания. Такая нештатная ситуация была предусмотрена, отработана на КС-ОК и проверялась на ОК "Буран" при проведении экспериментального транспортирования на стартовый комплекс. Государственная комиссия приняла решение отложить старт и слить низкокипящие компоненты топлива из ОК и РН. Анализ показал, что отбой запуска произошел из-за несвоевременного отвода платы системы азимутального наведения РН. После устранения всех замечаний, имевших место при предстартовой подготовке, и докладов о готовности к повторному запуску было принято решение о проведении повторной предстартовой подготовки и запуске 15 ноября 1988 года в 6 часов утра московского времени.

Предстартовая подготовка орбитального корабля началась за 11 ч до старта. На этот раз прогноз метеоусловий был неблагоприятный. Подготовка проходила без замечаний, все системы корабля функционировали исправно. В 1 час ночи была получена телеграмма об ухудшении прогноза метеоусловий. Увеличивалась облачность, шел снег, порывы ветра достигали 20 м/с. Орбитальный корабль рассчитывался на посадку при скорости ветра до 15 м/с. Собралась на экстренное заседание Государственная комиссия. Решение зависело от трех главных конструкторов - Ю.П.Семенова, Г.Е.Лозино-Лозинского и В.Л.Лапыгина. Они, уверенные в возможностях орбитального корабля, приняли решение продолжать подготовку к пуску. Пуск состоялся в 6 ч 00 мин 02 с 15 ноября 1988 года. Все системы в полете работали нормально. Три часа ожидания, и, наконец, на экранах мониторов появился возвращающийся "Буран". Проделав все предпосадочные маневры, он вышел точно на посадочную полосу, приземлился, пробежал 1620 м и замер посреди посадочной полосы, боковое отклонение составило всего 3 м, а продольное - 10 м при скорости встречного ветра 17 м/с, время полета составило 206 мин. Корабль был выведен на орбиту с высотой 263 км и минимальной высотой 251 км. ОК "Буран" блестяще преодолел все трудности спуска в атмосфере и стоял на полосе, готовый к следующим полетам. Это были счастливые минуты. Завершился труд огромной кооперации разработчиков! Полет продемонстрировал высочайший уровень отечественной науки и техники. Создана система, не уступающая, а по многим параметрам и превосходящая систему "Спейс Шаттл". Впервые в мировой практике была проведена автоматическая посадка космического аппарата такого класса. Трудно было сдержать слезы радости по завершении полета: напряженный десятилетний труд увенчался убедительным успехом. Радовались даже противники создания орбитального корабля. Каково было изумление И.П.Волка, до конца не верившего в посадку беспилотного корабля, когда он воочию убедился в этом! Полет подтвердил правильность проектных и конструктивных решений, а также обоснованность и достаточность разработанной программы наземной и летной отработки. Программа МКС "Буран" предусматривала строительство трех орбитальных кораблей, позднее, в 1983 году по дополнительному заказу их число увеличили до пяти. Три из них были изготовлены, два последних практически остались "на бумаге", если не считать отдельных агрегатов.

|  |
| --- |
| Возвращение орбитального корабля "Буран" из первого космического полета |
| А.В.Васильковский, Н.И.Зеленщиков, Ю.П.Семенов, Б.И.Губанов, Ю.Б.Зубарев, С.А.Афанасьев у приземливщегося корабля "Буран" |

По программе работ при втором пуске с использованием второго орбитального корабля планировалось осуществить семисуточный полет в автоматическом режиме. Программой полета предусматривалась стыковка со станцией "Мир" в беспилотном варианте и отработка бортового манипулятора для доставки сменных научных модулей. Третий корабль готовился для пилотируемого полета. На нем должны были ввести все усовершенствования в конструкцию и системы, а также устранить все замечания по первым пускам. В дальнейшем в пилотируемых полетах "Бурана" предполагалось завершить его летную отработку, в том числе при длительных полетах (до 30 суток), и приступить к эксплуатации корабля, включая транспортно-техническое обслуживание орбитальных комплексов и выведение на орбиту беспилотных космических аппаратов. Первый корабль после полета было решено подвергнуть тщательной дефектации. Позже он использовался для отработки транспортировки корабля в полной комплектации на самолете "Мрия".

Многоразовый орбитальный корабль "Буран" - это принципиально новый космический аппарат, объединяющий в себе весь накопленный опыт ракетно-космической и авиационной техники.

Корабль рассчитан на 100 полетов и может выполнять полеты как в пилотируемом, так и в беспилотном (автоматическом) варианте. Максимальное количество членов экипажа 10, при этом основной экипаж - 4 человека и до 6 человек - космонавты-исследователи. При стартовой массе до 105 т корабль выводит на орбиту полезный груз массой до 30 т и возвращает с орбиты на Землю груз массой до 20 т. Отсек полезного груза позволяет размещать груз длиной до 17 м и диаметром до 4,5 м. Диапазон высот рабочих орбит 200-1000 км при наклонениях от 51 до 110 . Расчетная продолжительность полета 7-30 суток. Обладая высоким аэродинамическим качеством, корабль может совершать боковой маневр в атмосфере до 2000 км. По аэродинамической схеме корабль "Буран" представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом, выполненный по схеме "бесхвостка". Корпус корабля выполнен негерметичным, в носовой части находится герметичная кабина общим объемом более 70 куб.м, в которой располагается экипаж и основная часть аппаратуры. С внешней стороны корпуса наносится специальное теплозащитное покрытие. Покрытие используется двух типов в зависимости от места установки: в виде плиток на основе супертонкого кварцевого волокна и гибких элементов высокотемпературных органических волокон. Для наиболее теплонапряженных участков корпуса, таких, как кромки крыла и носовой кок, используется конструкционный материал на основе углерода. Всего на наружную поверхность "Бурана" нанесено свыше 39 тысяч плиток. Система управления основана на бортовом многомашинном комплексе и гиростабилизированных платформах. Она осуществляет как управление движением на всех участках полета, так и управление работой бортовых систем. Одной из основных проблем при ее проектировании была проблема создания и отработки математического обеспечения. Автономная система управления совместно с радиотехнической системой "Вымпел" разработки Всесоюзного научно-исследовательского института радиоаппаратуры (Г.Н.Громов), предназначенной для высокоточных измерений на борту навигационных параметров, обеспечивает спуск и автоматическую посадку, включая пробег по полосе до останова. Система контроля и диагностики, примененная здесь впервые на космических аппаратах как централизованная иерархическая система, построена на встроенных в системы средствах и на реализации алгоритмов контроля и диагностики в бортовом вычислительном комплексе. При этом было принято и реализовано принципиальное решение - использовать в качестве входной информации данные системы бортовых измерений, которые до этого традиционно применялись только для передачи измерений в Центр управления полетом, но не включались в бортовой контур управления, считаясь ненадежными. На ОК "Буран" же был проведен специальный анализ измерительных трактов с обеспечением необходимого резервирования для исключения ложных сигналов.

Радиотехнический комплекс связи и управления поддерживает связь орбитального корабля с ЦУП. Для обеспечения связи через спутники-ретрансляторы разработаны специальные фазированные антенные решетки, с помощью которых осуществляется связь при любой ориентации корабля. Система отображения информации и органов ручного управления обеспечивает экипаж информацией о работе систем и корабля в целом и содержит органы ручного управления в орбитальном полете и при посадке. Система электропитания корабля, созданная в НПО "Энергия", построена на базе электрохимических генераторов с водородно-кислородными топливными элементами разработки Уральского электрохимического комбината (А.И.Савчук). Мощность системы электропитания до 30 кВт при удельной энергоемкости до 600 Вт.ч/кг, что значительно превышает удельные параметры перспективных аккумуляторных батарей. При ее создании пришлось среди многих решить две основные проблемы: разработать впервые в СССР принципиально новый источник электроэнергии - электрохимический генератор на основе топливных элементов с матричным электролитом, обеспечивающий непосредственное преобразование химической энергии водорода и кислорода в электроэнергию и воду и разработать впервые в мире систему космического криогенного докритического (двухфазного) хранения водорода и кислорода без потерь. Система электропитания состоит из четырех ЭХГ, смонтированных совместно с пневмоарматурой и теплообменниками на раме в виде единого энергоблока, двух сферических криостатов с жидким водородом и двух сферических криостатов с жидким кислородом, двух блоков дренажа водорода и кислорода, через которые может также осуществляться аварийный сброс воды, вырабатываемой ЭХГ, и приборного модуля, в котором размещены приборы автоматического контроля и управления, а также электросиловой коммутации. Три электрохимических генератора из четырех обеспечивают штатную программу полета, два ЭХГ - посадку в аварийной ситуации. Секционирование хранения и подачи в ЭХГ водорода и кислорода также увеличивает надежность выполнения программы полета. Орбитальный корабль "Буран" снабжен бортовым комплексом обслуживания полезных грузов, включающим в себя бортовой манипулятор для различных операций с полезными грузами на орбите.

Особо необходимо остановиться на объединенной двигательной установке. Эта сложнейшая установка разработана в НПО "Энергия" при головной роли комплекса 27 (руководитель комплекса Б.А.Соколов). ОДУ, работающая на экологически чистых компонентах топлива - жидком кислороде и синтетическом углеводородном горючем синтин, предназначена для выполнения всех динамических операций орбитального корабля с момента прекращения работы II ступени ракеты-носителя "Энергия" до завершения спуска орбитального корабля в атмосфере. Жидкий кислород в паре с синтетическим углеводородом повышенной калорийности существенно повышает энергетические возможности орбитального корабля и одновременно делает его эксплуатацию более безопасной и экологически чистой, что особенно важно для многоразовых транспортных космических систем, а использование кислорода позволяет связать ОДУ с такими бортовыми системами, как системы электропитания и жизнеобеспечения.

Впервые в практике двигателестроения была создана объединенная двигательная установка, включающая топливные баки окислителя и горючего со средствами заправки, термостатирования, наддува, забора жидкости в невесомости, аппаратурой системы управления и т.п. Если оценивать по степени сложности и трудоемкости ракетные разгонные блоки, изготовленные в предыдущие годы, то ОДУ по степени насыщенности пневмогидравлическими системами, приборами и бортовой кабельной сетью, видами и объемами проверок на герметичность и контролю по установке двигателей можно отнести к самому сложному и трудоемкому изделию. Техническое своеобразие ОДУ, по сравнению с другими разработками аналогичного назначения, во многом определялось и определяется повышенными требованиями к безопасности и надежности, многократностью использования, участием в выходе из нештатных ситуаций, изменением ориентации перегрузок при входе в атмосферу и другими особенностями. Большинство новых технических решений при создании ОДУ было связано с транспортированием жидкого кислорода по длинным трубопроводам к управляющим двигателям ориентации и его длительным хранением на орбите; большим влиянием массы топлива на центровку ОК как крылатого летательного аппарата; специфическими требованиями к ОДУ как элементу многоразовой космической системы (увеличенный ресурс, большие нагрузки, операционная гибкость и др.), а также с рядом технических решений, потребовавших разработки качественно новых средств контроля, диагностики и аварийной защиты двигателей и систем ОДУ. Объединенная двигательная установка состоит:

|  |  |
| --- | --- |
| **-** | из двух жидкостных ракетных двигателей орбитального маневрирования тягой 8800 кгс и удельным импульсом тяги 362 кгс-с/кг, выполненных по схеме с дожиганием газогенераторного газа в камере сгорания; |
| **-** | 38 управляющих двигателей с тягой по 400 кгс и 8 двигателей точной ориентации тягой по 20 кгс, работающих на газообразном кислороде; |
| **-** | кислородного бака и бака горючего со средствами заправки, термостатирования, наддува, забора жидкости в невесомости. |

Размещение двигателей управления на носовой и хвостовой частях ОК позволяет более эффективно управлять его положением в пространстве, в том числе выполнять координатные перемещения по всем осям.

При создании ОДУ были решены сложные научно-технические проблемы, в основном связанные с использованием жидкого кислорода. Весь запас жидкого кислорода для маршевых и управляющих двигателей размещается в едином теплоизолированном баке при низком давлении, причем использование глубоко охлажденного жидкого кислорода и активных средств его перемешивания позволило избежать потерь на испарение в полете в течение 15-20 суток без применения холодильной машины. Особое внимание уделялось надежности и безопасности ОДУ. Были разработаны новые средства контроля, диагностики и аварийной защиты работы ОДУ с учетом резервирования ее элементов: в случае возникновения неисправности заблаговременно определялись и локализовались, а также подключались резервные элементы или предпринимались другие защитные действия (например, изменялась программа полета), что требовало разработки и аппаратурной реализации большого количества различных алгоритмов контроля, диагностирования и аварийной защиты, работающих в автоматическом режиме, для различных систем со сложными рабочими процессами. В итоге была создана система контроля и диагностики, способная анализировать около 80 аналоговых и 300 релейных сигналов и выдавать почти 300 различных команд по коррекции работы агрегатов ОДУ.

Общепринятым и традиционным при создании двигателей и двигательных установок был поэтапный подход к отработке двигателей с автономными испытаниями отдельных элементов и узлов. Часто при создании новых узлов параллельно разрабатывались и испытывались несколько их вариантов, из которых в конечном счете выбирался лучший. После испытаний и определения пределов работоспособности отдельных узлов начинались комплексные испытания в полном составе. Такой подход позволял испытывать каждый элемент в более тяжелых условиях, чем при штатной эксплуатации в составе двигателя, и обеспечивать высокую надежность, хотя и отличался повышенной длительностью и большими затратами. Объединенная двигательная установка изготавливалась на ЗЭМ, испытания агрегатов, двигателей и отдельных элементов систем проводились на стендах НПО "Энергия", комплексные испытания, а также испытания ОДУ в вертикальном и горизонтальном положениях - на стенде Приморского филиала НПО "Энергия" (В.В.Елфимов).

Сборка ОДУ шла параллельно с отработкой агрегатов, узлов, блоков. Одна из самых крупных доработок проводилась на ОДУ первого орбитального корабля "Буран" после неудачных испытаний первого стендового варианта ОДУ на комплексном стенде Приморского филиала НПО "Энергия". После замены некондиционных блоков, узлов, арматуры в течение четырех месяцев пневмогидросистема ОДУ была восстановлена и обеспечила выполнение первого полета. Разработка объединенной двигательной установки орбитального корабля "Буран" в НПО "Энергия" стала началом создания нового, перспективного класса двигательных установок, первым шагом в применении высокоэффективных нетоксичных криогенных топлив для космических летательных аппаратов. Создание орбитального корабля "Буран", наиболее сложного из всех разработанных НПО Энергия изделий, потребовало качественно нового подхода к проектированию, разработке и испытаниям. Была проведена комплексная системная увязка корабля, определены его основные характеристики и требования по всем составляющим.

Одной из основных задач в техническом и организационном плане являлась разработка системы управления корабля. Она должна была обеспечить управление как всеми орбитальными режимами, так и автоматическими алгоритмами спуска в атмосфере и посадку на аэродром, что требовало объединения опыта космической и авиационной отраслей. По всем задачам управления требовалось обеспечить рациональное распределение функций между автоматическим и ручным управлением и управлением из ЦУП. При этом в соответствии с тактико-техническими требованиями к кораблю "Буран" и традицией отработки изделий, начиная с беспилотных кораблей, все режимы должны были выполняться автоматически.

Системный подход к построению бортового комплекса позволил создать надежные средства управления. В НПО "Энергия" были с самого начала проведены мероприятия по организации этой работы - в комплексе 3 с этой целью был образован отдел 039 (начальник отдела В.П.Хорунов) и введена должность заместителя руководителя комплекса 3 по этому направлению (О.И.Бабков).

Летом 1976 года на предприятие НПО АП (Н.А.Пилюгин) сотрудниками направления, возглавляемого заместителем генерального конструктора Б.Е.Чертоком, было выдано техническое задание на единый бортовой комплекс (БКУ) управления ОК "Буран" и РН "Энергия". БКУ включал функционально в себя все системы, обеспечивающие управление полетом, такие, как: система управления движением и навигации, система управления бортовыми системами, система контроля и диагностики, бортовой радиотехнический комплекс, система бортовых телеизмерений, система распределения электроэнергии и коммутации, система отображения информации и органов ручного управления.

В 1978 году система управления РН "Энергия" была передана в НПО ЭП (В.Г.Сергеев), Украина. Произошло также уточнение распределения работ и ответственности по БКУ между тремя головными организациями: НПО "Энергия", НПО "Молния" и НПО АП. Работы в НПО "Энергия" оказались столь объемными, что пришлось организовать в 1978 году новый, 030 отдел (начальник отдела А.А.Щукин), а затем в 1980 году комплекс 15 (руководитель комплекса О.И.Бабков), После передачи в 1981 году работ по ОК "Буран" в службу главного конструктора Ю.П.Семенова комплекс 15 был также реорганизован и сосредоточился только на работах по орбитальному кораблю, координируя также работу целого ряда подразделений предприятия. В 1984 году была введена должность заместителя генерального конструктора для решения вопросов со смежными организациями и руководящими инстанциями (О.И.Бабков), На следующем этапе (примерно с 1980 года) определились значительные трудности с созданием математического обеспечения бортового вычислительного комплекса. Требовалось разработать большой объем математического обеспечения (300 тысяч машинных команд), разместить его в ограниченном по ресурсам БВК и обеспечить высокую степень отработанности и надежности. Силами одного НПО АП решить эту задачу не представлялось возможным. Поэтому в августе 1983 года по инициативе НПО "Энергия" вышло специальное решение Правительства по вопросу создания математического обеспечения ОК "Буран". В нем был определен состав предприятий-разработчиков МО и оговорены мероприятия по усилению этих работ. НПО АП определено головным предприятием. Была проделана большая работа по определению структуры МО, разработке систем отладки и языков высокого уровня, методик отработки, системы документирования и выдачи заключений по всем этапам отработок и испытаний. Впервые на космических объектах была создана четкая иерархическая структура управления программой работы изделия, начиная с общего плана полета и до управления отдельными системами, что позволило структурировать программные единицы и распределить работу по многим исполнителям. Разработка математического обеспечения подразделениями НПО "Энергия" проводилась по разделам: программа работы бортовых систем, общий план полета, прием командно-программной информации на борту, полетное задание, программное обеспечение Центра управления полетом, диагностика бортовых систем и логика их работы, система автоматизации отработки программного обеспечения, документирование приемно-сдаточных испытаний и выдача заключений. Особое значение при создании математического обеспечения ОК "Буран" придавалось его отработке. При отсутствии в отечественной и мировой практике достоверных критериев надежности только большое количество статистических данных по отработке позволяли сделать заключение о высокой степени работоспособности МО. Отработка МО проходила поэтапно: автономная отработка отдельных программ на универсальных вычислительных машинах на всех предприятиях; совместная отработка программ каждого предприятия; комплексная отработка на стендах НПО АП, где формировались в целом загрузки памяти БВК для типовых полетных операций и отрабатывались как с моделированием движения корабля, так и в испытательной модификации для проведения испытаний на ОК-КС НПО "Энергия"; отработка на комплексном моделирующем стенде НПО "Энергия"; испытания на ОК-КС совместно с реальной аппаратурой с выдачей заключения для отправки на технический комплекс; испытания на летном изделии.

По ходу этих испытаний и проводимых параллельно работ по отработке систем и режимов (например, уточнение аэродинамических характеристик, отработки объединенной двигательной установки, систем планера и т.п.) в математическом обеспечении проводились изменения и цикл отработки повторялся на новой версии МО.

Летная версия МО первого летного корабля оказалась 21-й по счету. Но в полет орбитальный корабль отправился с версией МО 21а, в которой были учтены все замечания по клапанам ОДУ. Работа бортового комплекса управления в этом полете подтвердила правильность примененных подходов к решению задач, распределенных по множеству организаций-исполнителей и сынтегрированных в едином МО БВК. В итоге разработки бортового комплекса управления "Буран" в НПО "Энергия" и его кооперации был создан мощный задел технических решений организационных и методических подходов к управлению этим этапом работ, не нашедший, к сожалению, воплощение в последующей программе полетов. При разработке средств и технологии управления полетом ОК "Буран" потребовалось, практически впервые в практике такой работы, объединение разработки и испытаний бортового и наземного комплексов управления ОК в рамках единой автоматизированной системы управления полетом. В БКУ орбитального корабля использовался многомашинный вычислительный комплекс и радиотехнический комплекс, совмещающий обмен основными видами информации с Землей в едином цифровом потоке, дублированный автономными средствами для раздельной передачи наиболее ответственных данных (радиосвязь с экипажем и телеметрия). В состав НКУ входил ЦУП в Калининграде, сеть станций слежения, система связи и передачи данных между станциями слежения и ЦУП и спутниковая система контроля и управления с передачей информации по тракту "ОК- спутник-ретранслятор -наземный пункт ретрансляции - ЦУП".

В качестве наземных станций слежения к управлению полетом при первом пуске ОК привлекались шесть наземных станций, расположенных в Евпатории, Москве, Джусалы, Улан-Удэ, Уссурийске и Петропавловске-Камчатском. Для контроля полета ОК на участке выведения и на посадочном витке привлекались два корабля слежения в Тихом океане ("Космонавт Георгий Добровольский" и "Маршал Неделин") и два корабля слежения в Атлантическом океане ("Космонавт Владислав Волков" и "Космонавт Павел Беляев"). Система связи и передачи данных включала в себя сеть наземных и спутниковых каналов с использованием геостационарных спутников-ретрансляторов(СР) "Радуга", "Горизонт" и высокоэллиптического СР "Молния". При этом трасса передачи телеметрических данных в ЦУП о выдаче тормозного импульса для схода ОК с орбиты, с учетом использования последовательно двух СР, составляла более 120 тыс. км. В спутниковой системе контроля и управления при первом полете использовался один СР "Альтаир", установленный на геостационарной орбите над Атлантическим океаном. Это позволило расширить зону связи ОК с ЦУП до 45 минут на каждом полетном витке. Для размещения средств и персонала управления полетом ОК в ЦУП г. Калининграда был построен и оборудован новый корпус с главным залом управления и помещениями групп поддержки, а также существенно модернизирован и дооснащен информационно-вычислительный комплекс. Общее быстродействие центрального ядра ИВК ЦУП, базирующегося на ЭВМ четвертого поколения "Эльбрус", составляло около 100х1011 операций в секунду, оперативная память около 50 Мбайт, внешняя память около 2,5 Гбайт. Объем вновь разрабатываемого математического обеспечения управления полетом составил около 2х106 машинных команд и, совместно с техническими средствами ИВК, позволял:

|  |  |
| --- | --- |
| **-** | отрабатывать и отображать в реальном масштабе времени до 32х10 телеметрических параметра; |
| **-** | обмениваться с ОК командно-программной информацией с темпом от 32 до 128 кбит/с; |
| **-** | отрабатывать и отображать траекторную информацию в реальном масштабе времени и прогнозировать движение ОК, в том числе в нештатной ситуации при маневре возврата. |

Разработка требований к вычислительным средствам ЦУП, технические задания и исходные данные для разработки МО управления полетом создавались коллективами комплексов 19, 1 и 15 (руководители комплексов В.И.Староверов, Г.Н.Дегтяренко и В.П.Хорунов), комплексирование вычислительных средств и разработка МО управления полетом выполнялись коллективом ЦУП ЦНИИМАШ во главе с В.И.Лобачевым, Б.И.Музычуком, В.Н.Почукаевым, а комплексная отработка средств и МО ЦУП осуществлялись совместно. Координацию работ по подготовке технических средств, МО управления полетом осуществлял В.Г.Кравец, назначенный руководителем полета первого ОК. Продолжительность заключительного этапа создания и отработки МО управления полетом составила около двух лет.

Впервые в отечественной практике космических полетов был отработан и использован прямой обмен командно-программной информацией между вычислительными средствами ЦУП и ОК в реальном масштабе времени без предварительной записи командной информации на станциях слежения.

Для первого полета ОК была предусмотрена выдача на борт около 200 команд управления, из которых 16 требовались в штатном полете, а остальные предназначались для парирования возможных нештатных ситуаций.

Для контроля и управления полетом на участке спуска ОК привлекались радиотехническая система навигации, посадки и управления воздушным движением "Вымпел", средства приема телеметрической и телевизионной информации посадочного района и объединенный командно-диспетчерский пункт основного посадочного аэродрома. Вся телеметрическая и траекторная информация ОК на участке спуска передавалась в реальном масштабе времени в ЦУП. На ОКДП размещалась региональная группа управления, готовая в случае необходимости по команде из ЦУП взять на себя контрольные и управляющие функции посадкой ОК. Особое внимание при подготовке первого полета ОК уделялось экспериментальной отработке АСУП, включающей:

|  |  |
| --- | --- |
| - | автономные и комплексные испытания отдельно бортового и наземного комплексов управления; |
| - | комплексные испытания средств и математического обеспечения НКУ и БКУ по обмену информацией Земля - борт - Земля на комплексном моделирующем стенде и комплексном стенде ОК; |
| - | совместные испытания БКУ и НКУ по обмену информацией ОК-ЦУП через СР "Альтаир" при нахождении орбитального корабля на площадке огневых испытаний технической позиции и в сборе с ракетой-носителем на стартовом комплексе; |
| - | комплексные испытания средств обмена всеми видами информации на участке спуска и посадки с привлечением летающего аналога ОК, летающих лабораторий Ту-154 и самолета-имитатора Миг-25. |

Общее руководство отработкой систем ОК на летающих лабораториях осуществлял заместитель начальника ЛИИ А.А.Манучаров.

Тренировка персонала управления полетом в ЦУП и объединенном командно-диспетчерском пункте (ОКДП) осуществлялась в несколько этапов. Тренировки начались почти за год до проведения пуска ОК. Всего было проведено в ходе подготовки к полету более 30 тренировок. Особенностью тренировок было привлечение средств и математического обеспечения ЦУП к поддержке испытаний орбитального корабля на технической позиции и посадочном комплексе. Высокая надежность созданных средств автоматизированной системы управления полетом, их дополетная автономная отработка и комплексные испытания, большой объем выполненных тренировок персонала управления полетом позволили в первом двухвитковом беспилотном полете ОК уверенно отработать всем средствам НКУ и посадочного комплекса и заложить основу подготовки к управлению при пилотируемых полетах. За 3 ч 26 мин первого полета ОК было проведено четыре штатных сеанса связи с выдачей на борт 10 запланированных массивов командно-программной информации для управления режимами работы радиотехнического комплекса. Выдача управляющих воздействий на участке спуска по вводу метеоданных и смене направления захода на посадку не понадобилась, так как оказалось возможным использовать данные полетного задания, введенные в БВК ОК до старта. Обмен командно-программной информацией из-за неверно введенной доплеровской поправки в средства наземных станций слежения велся в режиме "без квотирования". Телеметрическая и траекторная информация была принята, обработана и отображена на рабочих местах персонала управления полетом в ЦУП и ОКДП в полном запланированном объеме. При создании орбитального корабля "Буран" кроме научно-технических проблем стояла задача создания работоспособной кооперации исполнителей. Задача осложнилась тем, что к уже сложившейся космической кооперации, привыкшей работать по определенным законам и стандартам, добавилась многочисленная кооперация авиационной промышленности. Все это требовало совершенствования схемы организации работ и их контроля. Еще в начале разработки МКС был принят системный подход к построению всего комплекта технической документации, внедрены общесоюзные требования ЕСКД и Положение РК-75, определяющее специальные требования к разработке, отработке и подготовке ракетных комплексов. В 1984 году была введена система курирования специалистами НПО "Энергия" всех без исключения элементов орбитального корабля, включая расчетно-исследовательские работы, что повысило уровень технической координации работ, улучшило поступление информации о ходе разработок и контроль за ними, способствовало оперативному принятию технических решений. В НПО "Энергия" была усовершенствована система построения проектно-логической документации (Ю.М.Фрумкин, Ю.М.Лабутин), которая на трех уровнях (программа полета, типовые полетные операции, программа работы бортовых систем) определяла требования по функционированию корабля при подготовке пуска, в полете и после посадки, включая нештатные ситуации, и содержала исходные данные для всех, кто разрабатывал системы корабля, его бортовое и наземное математическое обеспечение. Требования к конструкции, комплектации и компоновке корабля устанавливала система общепроектных документов (Б.И.Сотников, А.А.Калашьян). Была также налажена система контроля основных проектных параметров корабля (В.Г.Алиев). Важным направлением в деятельности НПО "Энергия" была разработка комплексных сквозных графиков работ, которые согласовывались со всеми необходимыми предприятиями и ведомствами и представлялись на утверждение руководству вышестоящих инстанций. Работы по графикам и их контролю организовывались и проводились в основном службой главного конструктора. Эти и другие мероприятия позволили службе главного конструктора полностью сосредоточить в своих руках контроль за ходом реализации проекта.

Сборку и испытания орбитального корабля на технической позиции космодрома Байконур контролировало оперативно-техническое руководство (первая оперативная группа), возглавляемое техническим руководителем Ю.П.Семеновым, а в его отсутствие - одним из заместителей технического руководителя, которыми были Н.И.Зеленщиков, В.А.Тимченко, А.В.Васильковский. За планирование работ, за каждодневный контроль выполнения планов и поручений отвечал ведущий конструктор В.Н.Погорлюк и его специалисты. Координацию работ на межведомственном уровне осуществляло Министерство общего машиностроения при поддержке комиссии СМ СССР по военно-промышленным вопросам. Министры общего машиностроения (С.А.Афанасьев, затем О.Д.Бакланов, В.Х.Аогужиев) внимательно следили за ходом разработок, руководили работой Межведомственного координационного совета (МВКС), регулярно проводили совещания, как правило выездные, по контролю состояния дел и решению возникавших вопросов. Министры одновременно являлись и председателями Государственной комиссии по летным испытаниям комплекса "Энергия-Буран". Для создания ОК "Буран" была подключена огромная кооперация предприятий разных ведомств, открывающая новое направление - аэрокосмическую отрасль. Успешный пуск орбитального корабля "Буран" показал, что коллектив НПО "Энергия" блестяще справился с поставленной задачей. Создание многоразового орбитального корабля - это новый этап в отечественной космонавтике, поднявший на новый уровень все направления разработки и создания КА, начиная от проектирования и кончая подготовкой к пуску и управлением полетом. В основу конструкции и систем корабля "Буран" заложены технические решения, не имеющие аналогов в мировой практике. Разработаны новые системы, конструкционные материалы, оборудование, теплозащитные покрытия и новые технологические процессы. Многое из этого может и должно быть внедрено в народное хозяйство. Одним из реальных достижений создания системы "Энергия-Буран" явилось продвижение переговоров по ограничению вооружений, поскольку корабль "Буран" создавался в том числе и для комплексного противодействия планам использования космического пространства в военных целях. Тот научно-технический потенциал, который был продемонстрирован при первом беспилотном полете, подтвердил наши стратегические возможности и необходимость соглашения. По времени завершение полета орбитального корабля "Буран" совпало с выступлением в ООН Президента СССР М.С.Горбачева по вопросам разоружения и позволило ему на равных разговаривать с американской делегацией. Руководством страны дана высочайшая оценка этой работе. В правительственном поздравлении говорилось:

|  |
| --- |
| Ученым, конструкторам, инженерам, техникам, рабочим, строителям, военным специалистам, всем участникам создания и осуществления запуска универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия" и орбитального корабля "Буран"  **Дорогие товарищи!**  Отечественная наука и техника одержали новую выдающуюся победу, Успешно выполнен испытательный запуск универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия" и орбитального корабля "Буран". Подтверждены правильность принятых инженерных и конструкторских решений, эффективность методов экспериментальной отработки и высокая надежность всех систем этого сложнейшего комплекса. Значительным вкладом в развитие авиационно-космической техники является создание системы автоматической посадки, надежность которой продемонстрирована успешным завершением полета орбитального корабля "Буран". Запуск на околоземную орбиту корабля "Буран" и успешное его возвращение на Землю открывают качественно новый этап в советской программе космических исследований и существенно расширяют наши возможности в освоении космического пространства. Отныне отечественная космонавтика располагает не только средствами выведения на различные орбиты больших грузов, но и возможностями их возвращения на Землю. Использование новой космической транспортной системы в сочетании с одноразовыми ракетами-носителями и постоянно действующими орбитальными пилотируемыми комплексами дает возможность сосредоточить основные усилия и средства на тех направлениях освоения космоса, которые обеспечат максимальную экономическую отдачу народному хозяйству и выведут науку на более высокие рубежи. Центральный Комитет Коммунистической партии Советского Союза, Президиум Верховного Совета СССР и Совет Министров СССР горячо поздравляют с выдающимся достижением советской космонавтики ученых, конструкторов, инженеров, техников, рабочих, строителей, специалистов космодрома, Центра управления полетами, командно-измерительного и посадочного комплексов, коллективы всех предприятий и организаций, принимавших участие в разработке, создании и обеспечении полета ракеты-носителя "Энергия" и корабля "Буран". Новый успех отечественной космонавтики еще раз убедительно продемонстрировал всему миру высокий уровень научно-технического потенциала нашей Родины. Желаем вам, дорогие товарищи, больших творческих успехов в вашей важной и ответственной работе по созданию современной техники для мирного освоения космоса во имя прогресса, на благо нашей великой Родины и всего человечества.  ЦЕНТРАЛЬНЫЙ КОМИТЕТ КПСС ПРЕЗИДИУМ ВЕРХОВНОГО СОВЕТА СССР СОВЕТ МИНИСТРОВ СССР |

Система "Энергия - Буран" опередила время, промышленность не была готова к ее использованию. Система, как и вся космонавтика, в 90-х годах подверглась необоснованной критике дилетантов от космонавтики. Общий спад и развал промышленности самым непосредственным образом отразился на этом проекте. Финансирование космических исследований резко сокращалось, с 1991 года система "Энергия-Буран" была переведена из Программы вооружений в Государственную космическую программу решения народнохозяйственных задач. Дальнейшее сокращение финансирования привело к невозможности проведения работ с орбитальным кораблем "Буран". В 1992 году Российское космическое агентство приняло решение о прекращении работ и консервации созданного задела. К этому времени был полностью собран второй экземпляр орбитального корабля и завершалась сборка третьего корабля с улучшенными техническими характеристиками. Это было трагедией для организаций и участников создания системы, посвятивших более десяти лет решению этой грандиозной задачи.

Выполняя межправительственное соглашение о стыковке корабля "Спейс Шаттл" со станцией "Мир" в июне 1995 года, наши инженеры использовали технические материалы по стыковке ОК "Буран" со станцией "Мир", что значительно сократило срок подготовки. Но было обидно и горько наблюдать, что стыкуется не "Буран", а чужой "Шаттл", хотя этой стыковкой были подтверждены все технические решения, принятые специалистами по кораблю "Буран".

В создании орбитального корабля принимали участие около 600 предприятий почти всех отраслей промышленности, в том числе:  
НПО "Молния" (Г.Е.Лозино-Лозинский) - головной разработчик планера;  
НПО АП (Н.А.Пилюгин, В.А.Лапыгин) - система управления;  
НИИ КП (Л.И.Гусев, М.С.Рязанский) - радиокомплекс;  
НПО ИТ (О.А.Сулимов) - телеметрические системы;  
НПО ТП (А.С.Моргулев, В.В.Сусленников) - система сближения и стыковки;  
МНИИ РС (В.И.Мещеряков) - системы связи;  
ВНИИ РА (Г.Н.Громов) - система измерения параметров движения при посадке;  
МОКБ "Марс" (А.С.Сыров) - алгоритмы участка спуска и посадки;  
НИИ АО (С.А.Бородин) - пульты космонавтов;  
ЭМЗ им. Мясищева (В.К.Новиков) - кабина экипажа, системы обеспечения теплового режима и жизнеобеспечения;  
КБ "Салют" (Д.А.Полухин), ЗИХ (А.И.Киселев) - блок дополнительных приборов;  
КБОМ (В.П.Бармин) - системы технического, стартового и посадочного комплексов;  
ЦНИИРТК (Е.И.Юревич, В.А.Лапота) - бортовой манипулятор;  
ВНИИТРАНСМАШ (А.Л.Кемурджиан) - система крепления манипулятора;  
НИИФТИ (В.А.Волков) - датчиковая аппаратура системы бортовых измерений;   
ЦНИИМАШ (Ю.А.Мозжорин) - прочностные испытания;  
НИИХИММАШ (А.А.Макаров) - испытания двигателей;  
ЦАГИ (Г.П.Свищев, В.Я.Нейланд) - аэродинамические и прочностные испытания;  
завод "Звезда" (Г.И.Северин) - катапультное кресло;  
ЛИИ (А.Д.Миронов, К.К.Васильченко) - летающие лаборатории, горизонтальные летные испытания;  
ИПМ РАН (А.Е.Охоцимский) - средства разработки и отладки математического обеспечения;  
Уральский электрохимический комбинат (А.И.Савчук, В.Ф.Корнилов) - электрохимический генератор;  
Уральский электрохимический завод (А.А.Соловьев, Л.М.Кузнецов) - автоматика электрохимического генератора;  
ЗЭМ (А.А.Борисенко) - сборка и испытания корабля;  
ТМЗ (С.Г.Арутюнов) - сборка и испытания планера;  
Киевский ЦКБА (В.А.Ананьевский) -пневмогидравлическая арматура.

В решении многих научно-технических проблем при создании системы "Энергия-Буран" активно участвовал Президент Академии наук СССР Г.И.Марчук.  
В создании орбитального корабля "Буран" принимали непосредственное участие:

Проектное направление - В.А.Тимченко, Б.И.Сотников, В.Г.Алиев, В.М.Филин, Ю.М.Фрумкин, Ю.М.Лабутин, А.А.Калашьян, В.А.Высоканов, Э.Н.Родман, В.А.Овсянников, Е.А.Уткин, В.И.Табаков, А.В.Кондаков, А.Н.Похилько, Б.В.Чернятьев.

Расчетно-теоретические работы - Г.Н.Дегтяренко, П.М.Воробьев, А.А.Жидяев, В.Ф.Гладкий, В.С.Патрушев, Е.С.Макаров, А.С.Григорьев, А.Г.Решетин, Б.П.Плотников, А.А.Дятькин, А.В.Белошицкий, В.С.Межин, Н.К.Петров, В.А.Степанов.

Бортовые системы корабля - О.И.Бабков, В.П.Хорунов, А.А.Щукин, В.В.Постников, Г.А.Веселкин, Г.Н.Формин, А.И.Пациора, К.Ф.Васюнин, Г.К.Сосулин, В.Е.Вишнеков, Е.М.Райхер, Ю.Д.Захаров, Е.А.Микрин, В.А.Шаров, Э.В.Гаушус, Ю.П.Зыбин, Ю.Б.Пуртов, А.В.Галкин, Ю.Е.Кольчугин, В.Н.Беликов, К.К.Чернышев, А.С.Пуляткин, В.М.Гутник, В.А.Никитин, А.А.Ретин, В.А.Блинов, В.С.Овчинников, Э.И.Григоров, А.Л.Магдесьян, С.А. Худяков, Б.А.Заварнов, А.В. Пучинин, В.И.Михайлов, Ю.С.Долгополое, Е.Н.Зайцев, А.В.Мельник, В.В.Кудрявцев, В.С.Сыромятников, В.Н.Живоглотов, А.И.Субчев, Е.Г.Бобров, В.В.Калантаев, В.В.Носов, И.Д.Дордус, А.П.Александров, О.С.Цыганков, Ю.П.Карпачев, В.Н.Куркин, И.С.Востриков, В.А.Батарин, М.Г.Чинаев, В.А.Шорин.

Объединенная двигательная установка - Б.А.Соколов, Л.Б.Простов, А.К.Аболин, А.Н.Аверков, А.А.Аксенцов, А.Г.Аракелов, А.М.Баженов, А.И.Базарный, О.А.Барсуков, Г.А.Бирюков, В.Г.Борздыко, Ю.Н.Васильев, М.М.Викторов, А.С.Волков, В.В.Вольский, В.С.Градусов, Ю.Ф.Гавриков, М.П.Герасимов, А.В.Голландцев, В.С.Голов, М.Г.Гостев, Ю.С.Грибов, Б.Е.Гуцков, А.В.Денисов, А.П.Жадченко, А.П.Жежеря, А.М.Золотарев, Г.А.Иванов, Ю.П.Ильин, В.И.Ипатов, А.И.Киселев, Ф.А.Коробко, В.И.Корольков, Г.В.Костылев, П.Ф.Кулиш, С.А.Макин, В.М.Мартынов, А.И.Мельников, А.Ал.Морозов, А.Ан.Морозов, А.Д.Аокаленков, А.В.Аысенков, В.Ф.Нефедов, Э.В.Овечка-Филиппов, Г.Г.Подобедов, В.М.Протопопов, В.В.Рогожинский, А.В.Рожков, В.Е.Ромашов, А.А.Санин, Ю.К.Семенов, Д.Н.Синицин, Б.Н.Смирнов, А.В.Сорокоумов, А.Н.Софийский, Е.Н.Туманин, С.М.Тратников, С.Г.Ударов, В.Т.Унчиков, В.В.Ушаков, Н.В.Фоломеев, К.М.Хомяков, А.М.Щербаков.

Конструкция - Э.И.Корженевский, А.А.Чернов, К.К.Пантин, А.Б.Григорян, М.А.Вавулин, В.Д.Аникеев, А.Д.Боев, Ю.А.Гулько, В.Б.Доброхотов, Е.И.Дрошнев, В.В.Ерпылев, Б.С.Захаров, С.А.Иванов, В.Е.Козлов, А.В.Костров, А.И.Крапивнер, Ю.К.Кузьмин, Н.Ф.Кузнецов, В.А.Аямин, Б.А.Непорожнев, Б.А.Простаков, И.С.Пустованов, В.И.Сенькин.

Оборудование технического комплекса и наземное оборудование - Ю.М.Данилов, В.Н.Бодунков, В.В.Солодовников, В.К.Мазурин, Е.Н.Некрасов, О.Н.Кузнецов, Н.И.Борисов, А.М.Гарбар.

Комплексные электрические испытания и наземная предполетная подготовка - Н.И.Зеленщиков, А.В.Васильковский, В.А.Наумов, А.Д.Марков, А.А.Мотов, А.И.Палицин, Н.Н.Матвеев, Н.А.Омельницкий, Г.И.Киселев, И.В.Негреев, А.В.Покатилов, П.Е.Куликов, Э.Я.Ислямов, Б.М.Сербий, М.С.Проценко, А.В.Чемоданов, А.Ф.Мезенов, Е.Н.Четвериков, А.В.Максимов, П.П.Масенко, Б.М.Бугеря, А.Н.Еремычев, В.П.Кочка, А.А.Медведев, А.К.Данилов, В.В.Москвин, В.В.Лукьянкин, В.И.Варламов, В.А.Ильенков, К.К.Трофимов, И.К.Попов, М.А.Леднев, Г.А.Некрасов, В.В.Коршаков, Е.И.Шевцов, А.Е.Кулешов, А.Г.Суслин, М.В.Самофалов, А.С.Щербаков, Г.В.Василька.

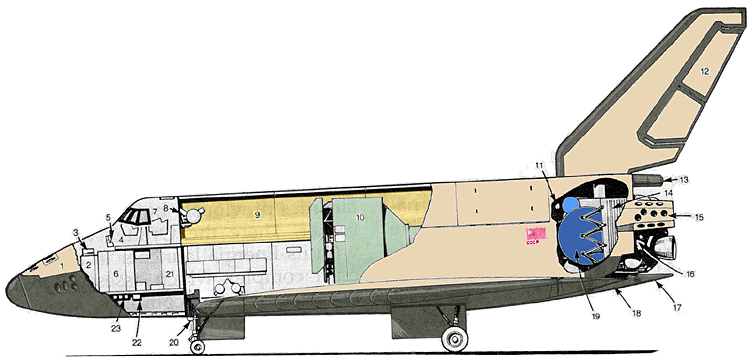
Управление полетом - В.В.Рюмин, В.Г.Кравец, В.И.Староверов, С.П.Цыбин, Ю.Г.Пульхров, Е.А.Голованов, А.И.Жаворонков, В.Е.Дроботун, В.Д.Кугук, А.Д.Быков, И.Э.Бродский.

Экономика и планирование работ - В.И.Тарасов, А.Г.Деречин, В.А.Максимов, И.Н.Семенов.

Ведущие конструкторы - В.Н.Погорлюк, Ю.К.Коваленко, И.П.Спиридонов, В.А.Горяинов, В.А.Капустин, Г.Г.Халов, Г.С.Бакланов, Ф.А.Титов, Н.А.Пименов.

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.

### ****Компоновка ОК "Буран"****



**1** - носовой блок двигателей управления (БДУ-Н); **2** - приборный отсек; **3,5,6,21** - блоки аппаратуры; **4** - кабина пилотов; **7** - командный отсек; **8** - радиовысотомер-вертикаль (модуль командных приборов); **9** - отсек полезного груза (ОПГ); **10** - блок испытательной аппаратуры; **11** - вспомогательные силовые установки (ВСУ); **12** - двухсекционный расщепляющийся воздушный тормоз; **13** - контейнер с тормозным парашютом; **14** - базовый блок объединенной двигательной установки (ОДУ); **15** - блоки двигателей управления (левый и правый); **16** - бак горючего; **17** - балансировочный щиток; **18** - нижние узлы стыковки ОК к РН на старте; **19** - бак окислителя; **20** - носовой узел стыковки ОК с РН; **22** - агрегатный отсек (АО); **23** - блоки системы терморегулирования

**Герметичная кабина** ОК, в которой находится и работает в полете экипаж, размещается в носовой части фюзеляжа и имееет 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 предусмотренны 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 переж 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) объединенной двигательной установки (ОДУ) и три вспомогательные силовые установки (ВСУ), создающие рабочее давление в гидравлической системе ОК, герметичный приборный отсек и другие агрегаты и обоорудование. 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).

Конфигурация ОК в автономном орбитальном полете, когда раскрыты створки, развернуты радиаторы системы терморегулирования, открыты поля зрения навигационных приборов и обеспечено наблюдение экипажу в сторону ОПГ, показана далее:

|  |  |
| --- | --- |
| **Конфигурация ОК в орбитальном полете:** **1**- базовый блок ОДУ; **2**- блоки двигателей управления (левый и правый); **3**- полезный груз; **4**- радиаторы системы терморегулирования (передние отведены от створок); **5**- радиовысотомер-вертикаль; **6**- иллюминатор наблюдения за работами в ОПГ; **7**- модуль командных приборов; **8**- иллюминатор контроля стыковки; **9**- звездно-солнечный прибор; **10**- переднее остекление; **11**- носовой блок двигателей управления; **12**- отсек полезного груза; **13**- открытые створки ОПГ |  |

### Объединенная Двигательная Установка (ОДУ)

Объединенная двигательная установка является одной из основных бортовых систем ОК и предназначена для выполнения всех динамических операций в полете.  
В **штатном (безаварийном) полете** двигатели ОДУ обеспечивают стабилизацию ОК в связке с РН (с момента включения II ступени), разделение ОК и РН, довыведение ОК на рабочую орбиту (двумя импульсами), стабилизацию и ориентацию ОК, орбитальное маневрирование, сближение и стыковку с другими КА, торможение, сход с орбиты и управление спуском.  
В **нештатных ситуациях**, т.е. при авариях на активном участке, двигатели ОДУ используются в первую очередь для ускоренной выработки топлива перед отделением от РН (скорость до 70 кг/с) с целью восстановления необходимой центровки ОК (топливо может вырабатываться и после отделения от РН).  
В случае **экстренного отделения** предусматривается срабатывание специальных пороховых двигателей ОДУ.  
Кроме чисто динамических задач ОДУ как бортовая система обеспечивает тепловое саморегулирование, самоконтроль и аппаратурное самообеспечение, огневые проверки, связь ОК с наземными системами, а также интеграцию с системой электропитания по хранению и подаче жидкого кислорода.

|  |  |
| --- | --- |
| **Функционирование ОДУ в штатной (а) и в нештатных (б) ситуациях**: **1**- стабилизация связки ОК-РН; **2**- разделение ОК и РН; **3**- довыведкние на опорную орбиту; **4**- динамические операции реактивной системы управления (РСУ) - ориентация, стабилизация, стыковка и т.п.); **5**- орбитальное маневрирование; **6**- сход с орбиты; **7**- управление спуском; **8**- экстренное отделение ОК от РН в нештатной ситуации, а также резервная возможность включения ОДУ на активном участке (для использования свободного объема баков); **9**- выработка топлива при аварийном возвращении; **10**- аварийное разделение ОК и РН и управление спуском |  |

Впервые в мировой практике для двигательной установки КА используется криогенный окислитель - жидкий кислород и горючее - некриогенный синтетический углеводород синтин с повышенной эффективностью. Применение этого экологически чистого топлива повысило удельный импульс двигателей, но потребовало внедрения на ОК элементов криогенной техники, поскольку кислород хранится и заправляется в жидком состоянии (температура кипения -183 С). Особенностью является и то, что в управляющие двигатели кислород подается в газообразном состоянии в отличии от двигателей ориентации, работающих на жидком кислороде.

В **состав ОДУ** входят:

* два двигателя орбитального маневрирования с тягой по 90 кН, пустотным удельным импульсом тяги 362с и с числом включений до 5000 за полет;
* 38 управляющих двигателей с тягой по 4 кН, удельным импульсом тяги 275...295с (в зависимости от назначения) и числом включений до 2000 за полет;
* восемь двигателей точной ориентации с тягой по 200Н, удельным импульсом 265с и с числом включений до 5000 за полет;
* четыре твердотопливных двигателя экстренного отделения с тягой по 28 кН и суммарным импульсом тяги по 35 кН с.

Двигатели ОДУ на ОК размещаются с учетом решаемых ими задач. Так, двигатели управления, расположенные в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, обеспечивают координатные перемещения ОК по всем осям и управление его положением в простанстве.

**Работу** жидкостных ракетных двигателей и подачу в них топлива **обеспечивают**:

* топливные баки (основные, вспомогательные и дополнительные) со средствами наддува, заправки, термостатирования, забора жидкости в невесомости и т.п.;
* средства подачи компонентов топлива к двигателям управления, включая средства газификации жидкого кислорода;
* средства поддержания температурного режима окислителя и горючего, а также элементов конструкции;
* топливная и газовая арматура и трубопроводы;
* приборы, датчики и кабели систем управления и бортовых измерений.

**Основные проектные решения** были найдены на базе следующих принципиальных положений:

* размещение всего запаса жидкого кислорода для маршевых и управляющих двигателей и его хранение в едином теплоизолированном баке при низком давлении (использование глубоко охлажденного до -210 С кислорода и активных средств его перемешивания позволило избежать потерь на испарение в полете в течение 15...20 сут без применения холодильной машины);
* питание двигателей управления газифицированным кислородом, получаемым в специальном газогенераторе (газификаторе) при сжиганиии в кислороде небольшой доли горючего;
* забор жидких топливных компонентов в условиях, близких к невесомости, с помощью специальных заборных устройств на базе мелкоячеистых (капиллярных) сетчатых блоков, расположенных в нижних частях баков;
* применение в двигателях управления электрического зажигания, охлаждения газообразным кислородом и избыточного содержания кислорода в камере для исключения образования сажи;
* увеличение мощности маршевого двигателя (тяга 90 кН), что позволяет использовать его для ускоренной выработки топлива в нештатных ситуациях, а в перспективе - для повышения общей эффективности многоразовой космической системы за счет включения на активном участке;
* поддержание теплового режима ОДУ в нормальном диапазоне собственными средствами (практически автономно от системы обеспечения теплового режима) за счет циркуляции горючего в теплообменном контуре, включающим основной бак;
* совмещение профилактической послеполетной очистки внутренних полостей ОДУ с огневыми контрольными испытаниями на технологическом горючем (бензине), проводимыми при межполетном обслуживании;
* интеграция ОДУ со смежными системами, в частности с системой электропитания, по средствам подачи и хранения жидкого кислорода;
* использование при длительных (до 30 сут) полетах микрокриогенной холодильной машины с минимальным электропотреблением;
* включение в состав ОДУ устройств связи со стартовым комплексом, а также элементов смежных систем и конструкций.

#### Маршевый двигатель

|  |  |
| --- | --- |
| Маршевый двигатель, или двигатель орбитального маневрирования (ДОМ), используется при довыведении, коррекции орбиты, межорбитальных преходах 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 (удельный импульс 362с) обеспечиваются исключением потерь на привод турбины (схема с дозажиганием), большим геометрическим дорасширением реактивного сопла (отношение площадей =192), 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. |  |
| **Маршевый двигатель: 1**- радиационно охлаждаемая часть сопла; **2**- регенеративно охлаждаемая часть сопла; **3**- турбонасосный агрегат; **4**- газоотвод; **5**- камера сгорания; **6**- рама с карданным подвесом; **7**- привод рулевой машины; **8**- газогенератор; **9**- зашитный экран; **10**- дренадные патрубки |

#### Двигатели управления

|  |  |
| --- | --- |
| 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. Для двигателей продольного перемещения, дублирующих маршевые двигатели в случае их отказа, предусматривается установка удлиненного насадка со степенью расширения =50 и соответствующим приростом удельного импульса. 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 минимльных импульсов от 0,06 до 0,12с, т.е. удельных импульсов тяги от 227 до 237с соответственно. |  |
| **Управляющий двигатель: 1**-  сопло; **2**- клапан окислителя; **3**- клапан горючего; **4**- агрегат зажигания; **5**- сигнализатор давления; **6**- камера сгорания; **7**- блок таплового уплотнения |

|  |  |
| --- | --- |
|  | К основным блокам ОДУ (слева) относятся базовый (**3**), два хвостовых (БДУ-Н, БДУ-Л) (**2**) и носовой блоки (**1**), а также соединяющие их пневмогидравлические магистрали. |

### Манипулятор ОК "Буран"

Манипулятор для космического корабля "Буран" (СБМ) был разработан в Государственном научном центре - Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики (ГНЦ ЦНИИ РТК РФ) (Санкт-Петербург). На "Буране" в штатных полетах предполагалось использовать до двух одинаковых манипулятора.  
Бурановский манипулятор имеет сходную с RMS (манипулятор Space Shuttle) кинематическую схему. Он состоит из шести вращательных степеней подвижности и имеет одну транспортную степень (для начальной установки в грузовом отсеке корабля). Звенья манипулятора изготовлены из углепластика.  
Работа с манипулятором возможна в **автоматическом** и **ручном** режимах управления.

**Технические характеристики**:

*Число степеней свободы:* 6 вращательных   
*Грузоподъемность:* 30 т   
*Рабочая зона:* сфера радиусом 15.5 м   
*Масимальная скорость:*

* 30 см/сек (без груза)
* 10 см/сек (с грузом)

*Точность позиционирования:* 3 см

В результате математического и натурного моделирования манипулятора выявлены следующие *особенности его движения*:

* Движение пустого схвата сопровождается колебаниями с амплитудой 7-10 см и частотой 0.5-1 Гц.
* При работе с грузом около 1 т амплитуда колебаний схвата за счет суммарной упругости (основная упругость сосредоточена в шарнирах и в схвате в месте крепления груза) составила 50 см.
* Остановка груза весом 1.5 т и 6 т сопровождается колебательным переходным процессом со временем затухания порядка 2 и 4 минут соответственно.
  1. "Буран", под ред.члена-корр.РАН Ю.П.Семенова, М.:Машиностроение, 1995, 448 стр.;
  2. Журнал "Новости Космонавтики", М.:Видеокосмос, 1994-1998гг. (в частности, 11/152 1997, материалы о "Скиф-ДМ");
  3. "Космонавтика", энциклопедия, М.:Советская энциклопедия, 1985, 528 стр.
  4. "Авиация", энциклопедия под ред.Г.Л.Свищева, М.:Большая Российская Энциклопедия, 1994, 736 стр.
  5. "Авиационно-космические системы", сборник статей под ред. Г.Е.Лозино-Лозинского и А.Г.Братухина, М.:Изд-во МАИ, 1997, 416 стр.
  6. "Техническая информация"  ОНТИ ЦАГИ,   1421 ( 15, август 1981г.)
  7. "Ракетно-космическая корпорация ЭНЕРГИЯ имени С.П.Королева", Менонсовполиграф, 1996, 670 стр.

# Оглавление

*Введение……………………………………………………………………….… 1*

* **Внешняя конфигурация**
* **Внутренняя компоновка, конструкция**
* **Двигательная установка и бортовое оборудование**
* **Геометрические и весовые характеристики**
* **Выведение на орбиту**
* **Возвращение с орбиты**

*История создания ОК “БУРАН”……………………………………………3*

## *Многоразовая космическая система "Энергия - Буран" Орбитальный корабль "Буран"……………………………………………………………………………8*

### ***Компоновка ОК "Буран"……………………………………………………..28***

### *Пояснения………………………………………………………………………30*

### Объединенная Двигательная Установка (ОДУ)

### Маршевый двигатель

### Двигатели управления

### Манипулятор ОК "Буран"*………………………………………………………33*

### *Список литературы………………………………………………………………………….35*