

**Балтийский Государственный Технический Университет имени Д.Ф.Устинова
«ВОЕНМЕХ»**

Отчет по первой работе УНИРС

**Тема: «Основные понятия и история развития
Орбитального Комплекса «Буран»»**

**Выполнила: Иванова О.А.
 группа А-521
Проверил: Шальгин А.С.**

**Санкт-Петербург
2004**

Содержание

I.	Введение.....	3
II.	Основная часть.....	4
1.	Динамика полета.....	4
1.1	История развития динамики полета.....	4
1.2	Предмет изучения динамики полета.....	9
2.	История создания ОК «Буран».....	10
2.1	Работа по созданию крылатых космических ракет.....	10
2.2	Предпосылки создания ОК «Буран».....	12
2.3	Первые шаги на пути создания ОК «Буран».....	13
3.	Общие характеристики ОК «Буран».....	16
3.1	Внешняя конфигурация.....	16
3.2	Внутренняя компоновка, конструкция.....	16
3.3	Двигательная установка и бортовое оборудование.....	17
3.4	Геометрические и весовые характеристики.....	18
4.	Многоразовая космическая система «Энергия-Буран».....	19
4.1	Работа над многоразовым орбитальным комплексом. Наземная подготовка.....	19
4.2	Выведение на орбиту.....	26
4.3	Полет.....	27
4.4	Возвращение на орбиту.....	28
5.	Компоновка ОК «Буран».....	32
6.	Объединённая двигательная установка.....	34
6.1	Маршевый двигатель.....	36
6.2	Двигатели управления.....	37
7.	Манипулятор ОК «Буран».....	38
8.	Применение ОК «Буран».....	39
8.1	Боевые космические комплексы.....	39
8.2	Боевые космические комплексы – полезная нагрузка ОК «Буран»	40
8.3	Боевая космическая станция с ударными блоками на базе ОК «Буран».....	41
9.	Проекты целевого использования ОК «Буран».....	42
III.	Заключение.....	44
IV.	Список использованной литературы.....	46

Введение

Много нескончаемо долгих лет, как истомившийся в нетерпеливом ожидании путник, шел Человек к своей встрече с Космосом. И настал День. Сбылись предвидения разума, а тревожно волнующие меты стали реальностью. Человек увидел и черное небо с ярко сияющими звездами, и испытал загадочную длительную невесомость, и ступил на безжизненную лунную поверхность.

Теперь все это стало обыденным. На смену сенсационным достижениям последних десятилетий пришли рабочие будни – регулярная служба автоматических станций в околоземном пространстве. Изучение и разработка технологических операций в невесомости, биологические и астрономические наблюдения; появились космические средства связи и метеорологическая служба с помощью спутников.

В основе космических достижений века лежит ракетная техника. Только на основе реактивного принципа движения стало возможным достижение космических скоростей, только на его основе удалось создать средства доставки грузов на околоземную орбиту.

Космическая эра человечества была открыта 4 октября 1957 года. Простейший искусственный спутник массой 84 кг был выведен на орбиту. Установка на ракете третьей дополнительной ступени, позволила осуществить в 1961 году полет первого в мире космонавта. Им стал гражданин СССР Юрий Гагарин.

Ракета способная выводить на околоземную орбиту космические объекты, стала называться ракетой-носителем. Оставаясь баллистической по существу, ракета-носитель, освобождённая от грозных боевых функций, превратилась в символ технического прогресса нашего века.

Требования к ракете-носителю существенно отличается от тех. Которые предъявляет военная стратегия и тактика к боевым баллистическим ракетам. На базе носителей стали создаваться многоступенчатые ракетные системы. Изменились требования к двигателям и автоматике, наземному комплексу и методам подготовки к пуску. Дальнейшее развитие ракет-носителей пошло своими собственными путями и дало начало новой современной технике космического полёта [2, с.40]

Основная часть. Динамика полета

1.1 История развития динамики полета

Человек не имеет крыльев и по отношению веса своего тела к весу мускулов он в 72 раза слабее птицы... Но я думаю, что он полетит, опираясь не на силу своих скулов, а на силу своего разума.

Н.Е.Жуковский

В области исследования теории полета аппаратов тяжелее воздуха работал великий русский ученый Д.И.Менделеев. Его труд "О сопротивлении жидкостей и воздухоплавании", по словам Н.Е.Жуковского, является капитальной монографией по сопротивлению жидкостей и может служить основным руководством для лиц, занимающихся воздухоплаванием. В труде особо отмечается необходимость накопления опытных данных о сопротивлении среды. Менделеев писал, что когда-нибудь будет достигнута полная победа над воздухом, станет возможным управлять полетом. Только для этого необходимо точно знать сопротивление воздуха.

В 1894 г. увидела свет работа К.Э.Циолковского "Аэроплан, или птицеподобная (авиационная) летательная машина", в которой автор обосновал идею создания аэроплана с неподвижным свободносущим крылом. На самолете предлагалось иметь крыло трапециевидной формы с поперечным V при изогнутости по типу чайки

Несмотря на трудности, обусловленные незнанием законов аэродинамики, создание планеров и самолетов продолжалось. Конструкция их часто была очень сложной.

Рассматривая начальный период развития авиации, следует более подробно остановиться на значении деятельности и основополагающих работ НИКОЛАЯ ЕГОРОВИЧА ЖУКОВСКОГО.

Н.Е.Жуковский - создатель теории подъемной силы крыла и автор одного из первых курсов по авиации "Теоретические основы воздухоплавания". Его статья "О присоединенных вихрях", опубликованная в 1906 г., явилась итогом большой работы в области исследования подъемной силы крыла. Активное участие в разработке этой проблемы принимал С.А.Чаплыгин, автор монографии "О газовых струях", на основе которой были созданы впоследствии разделы аэродинамики больших скоростей. Еще осенью 1898 г. на X съезде русских естествоиспытателей и врачей Н.Е.Жуковский организовал воздухоплавательную подсекцию и выступил с обзорным докладом "О воздухоплавании", в котором решительно высказался за развитие летательных аппаратов тяжелее воздуха. Сформулированная Н.Е.Жуковским теорема заключается в следующем: "Величина подъемной силы крыла на метр размаха является произведением плотности воздуха на циркуляцию скорости и на скорость полета аэроплана."

Очевидно, что этот вывод - основа современного учения о подъемной силе крыла, фундамент теоретической аэродинамики. Без этого открытия невозможно было бы развитие авиационной науки. [7, с.66]

Ученики Жуковского не только основали школу, но и вели подготовку к созданию будущего Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Решение об образовании национального русского центра авиации было принято с одобрения В.И.Ленина. Н.Е.Жуковский и А.Н.Туполев посетили Высший совет народного хозяйства и получили не только согласие на организацию института, но и финансовую помощь. Аэродинамическая лаборатория в МВТУ им. Баумана была вначале основной базой экспериментальных работ ЦАГИ, который в настоящее время является мировым центром авиационной науки и техники. Придавая особое значение развитию

авиации, Советское правительство в 1919г. приняло решение о создании в Москве учебного заведения для подготовки инженерно - технических кадров.

Деятельность великого русского ученого, всю свою жизнь посвятившего исследованию вопросов теории авиации, ученого была очень высоко оценена Советским правительством. Специальным постановлением Совета Народных Комиссаров от 3 декабря 1920 г., в котором Н.Е.Жуковский именовался "отцом русской авиации", он был освобожден от обязательного чтения лекций и получил право "объявлять курсы более важного научного содержания". Напомню основные этапы развития научно - исследовательских работ в области аэродинамики самолетов отечественной авиации.

В первые послереволюционные годы бурное развитие аэродинамики, как и в теоретическом, так и в прикладном смысле, и в первую очередь в изучении пограничного слоя, получило свое практическое применение. Были заложены основы норм устойчивости и управляемости, изучены флатбер и бафтинг в применении к конкретным типам летательных аппаратов, разработаны серии новых скоростных и несущих профилей крыла с механизацией. Разработанные основы дозвуковой и трансзвуковой аэродинамики с введением в эксплуатацию новых аэродинамических труб позволили совершить скачок в летных данных самолетов. Этому способствовали и увеличение мощности двигателей, разработка воздушных винтов изменяемого шага, создание новых конструкционных материалов на основе алюминия и новых технологических процессов для обработки. Как и во всякой науке, ведущая роль в решении задач в области аэродинамики принадлежала фундаментальным теоретическим исследованиям, на базе которых строились расчетные инженерные методы, составляющие основу прикладной теории. Корифеи советской аэродинамики, такие, как Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин, Б. Н. Юрьев, В. В. Голубев, М. В. Келдыш, С. А. Христианович, Г. П. Свищев, В. В. Струминский и многие другие, находились во главе прогресса авиации. Трудность прикладного использования теоретических исследований состояла в том, что теоретические решения могли быть найдены только для отдельных форм профилей, крыльев, тел вращения. Это означало, что почти для всех практически используемых в авиации форм из-за отсутствия в то время ЭВМ, позволяющих использовать численные методы, большая часть теоретиков была занята конкретными расчетами. Правильность базовой теории и приближенных методов решения требовали экспериментальной проверки - подтверждения, а если необходимо, то и экспериментальных поправок, что имело и имеет место и до настоящего времени.

Для таких проверок была построена экспериментальная труба ЦАГИ диаметром 3 м и затем вторая - диаметром 6 м. В создании экспериментальной базы ЦАГИ особенно велика роль А.Н.Туполева. Здесь, по мнению Г.П.Свищева, с полной силой проявился талант Андрея Николаевича как организатора крупного масштаба. Создание аэродинамических труб с такими размерами и высокими скоростями потока сделало возможным испытание крупных по размерам моделей, позволяющих точно моделировать формы самолетов, отрабатывать их аэродинамические характеристики, а часто испытывать и натуральные элементы самолета, в том числе фюзеляж. В числе первых достижений аэродинамиков тех лет была обклейка полотном гофра поверхностей фюзеляжа на самолете АНТ-4, что дало большой эффект по улучшению летных данных. В порядок допуска в воздух самолета в первый раз вмешался предшественник АТК ВВС, определивший, что без соответствующего свидетельства ЦАГИ ни одна машина не может подняться в воздух. От ЦАГИ летательный аппарат получает свой воздушный паспорт, дающий право на первый взлет. Был создан справочник конструктора, в который были включены все разделы аэродинамики самолета: аэродинамика крыла и воздушных винтов, охлаждение двигателей, аэродинамический расчет, устойчивость и управляемость, проверка на штопор, методика испытаний в аэродинамических трубах и методика летных испытаний.[8, с.150]

Вторым направлением развития прикладной науки является накопление фактов. В аэродинамике, как и в любой науке, говорил А. М. Черемухин, факты для развития теории и прикладных методов расчёта приносят познание явлений природы. Эти факты, как правильно сказано, узнаются из "Неожиданных тел", возникающих при эксплуатации самолётов и их испытаниях, а также при изучении в аэродинамических трубах. На базе осмысления фактов идёт разработка теории, а затем уже на базе теории и накопленных экспериментальных данных создаются прикладные расчётные методы.

Лётные испытания всегда являлись отличным источником информации, т.к. они проходят в натуральных условиях и являются наиболее достоверными источниками для получения научно-практических данных. Именно поэтому уже в прошлом в отечественных КБ создавались экспериментальные самолёты начиная с самолёта АНТ-4, о котором уже говорилось.

С появлением турбореактивных двигателей появилась возможность преодоления "звукового барьера" и выхода самолёта на сверхзвуковую скорость. Для исследований новых эффектов была построена трансзвуковая аэродинамическая труба, а затем введены в эксплуатацию аэродинамические трубы больших сверхзвуковых скоростей.

Особое место в аэродинамике и самолётостроении занимает познание трансзвуковой скорости полёта, стоившей жизни многим лётчикам - испытателям и ставившей в трудное положение тех, кто строит самолёты и принимает их в эксплуатацию. Переход военной и гражданской авиации к сверхзвуковым скоростям полета и совершение длительных полетов потребовали решения многих задач. Для этого прежде всего было необходимо существенно повысить аэродинамическое качество самолета на этих скоростях и решить вопросы устойчивости и балансировки самолета во всем диапазоне скоростей - от дозвуковой до сверхзвуковой. Вопросы теплостойкости конструкционных материалов, смазки и герметиков стали одними из определяющих для конструкций, работающих в условиях циклического аэродинамического нагрева, характерного для высоких сверхзвуковых скоростей полета.

Последние 40-50 лет характеризовались бурным ростом скоростей, высот и значительным увеличением дальности полета на дозвуковой скорости, особенно для транспортных и пассажирских самолетов. За этот период авиация увеличила максимальные скорости примерно в 4 раза, высоту и дальность - в 2,5-3 раза. Этот скачок стал возможным благодаря широкому внедрению в авиацию реактивных двигателей.

За рубежом созданием аппаратов тяжелее воздуха занимались Хенсен, Венси, Лилянталь, Адер, Шанют и др., а научными исследованиями в этой области и экспериментами в аэродинамических трубах - Эйфель во Франции, Кейли в Англии и Ленгли в США. Полеты братьев Райт, Сантос - Дюмона, Блерио, Кертиса, Уточкина, Ефимова и др. положили начало систематическим полетам в воздухе.

САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ В СОВЕТСКОЕ ВРЕМЯ

После победы революции партия и правительство очень быстро осознали необходимость создания и развития воздушного флота России. Вопросы развития авиации неоднократно были в центре внимания советских партийных и государственных органов и неоднократно рассматривались на партийных съездах, специальных заседаниях и совещаниях с участием высших советских партийных и государственных деятелей.

Отечественное самолетостроение в начале двадцатых годов базировалось на модернизации и серийном выпуске лучших образцов самолетов зарубежных марок. Параллельно велись работы по созданию собственных конструкций. Одним из первых самолетов, построенных в советское время, был модернизированный вариант английской машины ДН - 9. Освоение ее было поручено Н. Н. Поликарпову, а самолет в различных модификациях имел наименование Р - 1. В это время на базе английской

машины марки "АВРО" выпускался двухместный учебный самолет У-1, предназначенный для летных училищ. Из отечественных самолетов оригинальной конструкции, созданных в двадцатые годы, следует отметить пассажирский самолет АК-1 В. Л. Александрова и В. В. Калинина. Два самолета сконструировал летчик В. О. Писаренко и построил в мастерских севастопольской школы летчиков, где был инструктором. Большую известность имели конструкторские группы под руководством Д. П. Григоровича и Н. Н. Поликарпова, работавшие над созданием летающих лодок, пассажирских самолетов, а также истребителей.

В этот период в отечественном самолетостроении наметился переход к созданию летательных аппаратов из металла. В 1925 г. в ЦАГИ было создано конструкторское бюро АГОС (авиация, гидроавиация и опытное строительство), руководителем которого стал А. Н. Туполев. Тематика работы АГОС отличалась большим разнообразием, и в составе бюро были образованы бригады. Возглавлявшие их инженеры стали впоследствии известными конструкторами.

Многие из созданных в бюро самолетов участвовали в международных выставках и перелетах на дальние расстояния. Так, на машинах АНТ-3 (Р-3) были совершены полеты по европейским столицам и дальневосточный перелет Москва - Токио. Тяжелый металлический самолет ТБ-1 (АНТ-4) в 1929 г. совершил перелет Москва - Нью-Йорк через Северный полюс. Самолеты этого типа применялись не только в дальней бомбардировочной авиации, но и в арктических экспедициях. Техническим руководителем проекта ТБ-1 являлся конструктор В. М. Петляков. В АГОС был также спроектирован пассажирский самолет АНТ-9, совершивший дальний перелет протяженностью 9037.

Одновременно отдел сухопутного самолетостроения (ОСС) под руководством Н. Н. Поликарпова строил самолеты-истребители И-3, ДИ-2. В этот же период был построен широко известный самолет У-2 (По-2), прослуживший около 35 лет. Одной из весьма удачных оказалась созданная отделом сухопутного самолетостроения машина Р-5, которая впоследствии выпускалась в различных вариантах - как разведчик, штурмовик и даже как легкий бомбардировщик. Отдел морского самолетостроения, руководимый Д. П. Григоровичем, строил морские самолеты, в основном разведчики. Наряду с боевыми и пассажирскими машинами конструировались авиетки и легкие самолеты по заказу спортивных организаций, среди них и первые самолеты А. С. Яковлева, именовавшиеся АИР.

В начале тридцатых годов самолеты имели старые формы - бипланную схему и не убирающееся в полете шасси. Обшивка металлических самолетов была гофрированной. В то же время в опытном самолетостроении происходила реорганизация, и на заводе "Авиароботник" были созданы бригады по типам самолетов. Вначале задание на разработку самолета И-5 было выдано А. Н. Туполеву, а позже его созданием занимались Н. Н. Поликарпов и Д. П. Григорович. Этот самолет в различных модификациях состоял на вооружении почти десять лет, а истребители И-15, И-153, И-16 даже участвовали в боевых действиях начального периода Великой Отечественной войны. Бригада И. И. Погосского проектировала гидросамолеты, в частности морской дальний разведчик МДР-3 (позже ее коллектив возглавлял Г. М. Бериев, который строил самолеты для авиации ВМФ вплоть до семидесятых годов). Бригада дальних бомбардировщиков под руководством С. В. Ильюшина несколько позже спроектировала самолет ДБ-3, а затем широко известный штурмовик ИЛ-2. Бригада С. А. Корчигина в течение нескольких лет занималась проектированием штурмовика, который, правда, не получил применения. Под руководством А. Н. Туполева создавались тяжелые бомбардировщики, в том числе ТБ-3 - один из лучших и наиболее известных самолетов этого типа.

Конструкторские бюро, руководимые А. И. Путиловым и Р. Л. Бартини, работали над созданием цельнометаллических стальных самолетов. Успехи,

достигнутые в самолетостроении и особенно проектировании двигателей, позволили приступить к созданию самолета рекордной дальности полета АНТ - 25 . Этот самолет с двигателем М - 34 Р конструкции А. А. Микулина вошел в историю после выполненных на нем перелетов из Москвы через Северный полюс в США .К началу сороковых годов в соответствии с постановлением Совета Народных Комиссаров "О реконструкции существующих и строительстве новых самолетных заводов" было введено в эксплуатацию несколько новых авиационных заводов , которые предназначались для выпуска новейших самолетов . В этот же период был объявлен конкурс на лучшую конструкцию самолета - истребителя . Над его созданием работали талантливые инженеры - конструкторы С. А. Лавочкин , В. П. Горбунов , М. И. Гудков , А. И. Микоян , М. И. Гуревич , М. М. Пашинин , В. М. Петляков , Н. Н. Поликарпов , П. О. Сухой , В. К. Таиров , И. Ф. Флоров , В. В. Шевченко , А. С. Яковлев , В. П. Яценко . Все они внесли огромный вклад в развитие не только советской , но и мировой авиации . В итоге конкурса в 1941 г. на вооружение стали поступать самолеты ЛаГГ, МиГ и Як – широко известные истребители периода Великой Отечественной войны . [2, с.50]

Слова К. Э. Циолковского о том , что за эрой аэропланов винтовых наступит эра аэропланов реактивных , оказались пророческими . Эра реактивных самолетов практически началась в сороковые годы . По инициативе видного советского военачальника М. Н. Тухачевского , являвшегося в то время заместителем Наркома по вооружению , были созданы многие научно - исследовательские учреждения , работавшие в области ракетной техники . Теоретические разработки и проведенные исследования в конце двадцатых годов позволили вплотную подойти к созданию ракетоплана . Такой планер был построен Б. И. Черановским для ГИРД , а в 1932 г. планер модифицировали под опытный двигатель одного из основоположников отечественного ракетостроения - инженера Ф. А. Цандера . В апреле 1935 г. С. П. Королев сообщил о намерении строить крылатую ракету - лабораторию для полетов человека на небольших высотах с использованием воздушно - ракетных двигателей . Обеспечение максимальной скорости самолета было мечтой каждого конструктора . Проводились попытки снабдить поршневые самолеты реактивными ускорителями . Характерным примером может служить самолет Як - 7 ВРД , под крыло которого подвешивались два прямоточных воздушно - реактивных двигателя .При их включении скорость возрастала на 60- 90 км/ч.

Большая работа проводилась по созданию специального самолета - истребителя с ЖРД , который должен был иметь большие скороподъемность при значительной продолжительности полета .Однако ни истребители с поршневыми двигателями и установленными на них ускорителями , ни самолеты с ракетными двигателями не нашли применения в практике боевой авиации .

В 1945 г. светская авиация перешагнула рубеж скорости в 825 км/ч после установки на самолеты И - 250 (Микояна) и Су - 5 (Сухого) моторно- компрессорного двигателя , сочетавшего особенности поршневого и реактивного двигателей . Указанием Государственного Комитета Обороны работа по созданию и постройке реактивных самолетов была поручена Лавочкину , Микояну , Сухому и Яковлеву . 24 апреля 1946 года в один и тот же день взлетели самолеты Як - 15 и МиГ - 9 , которые имели в качестве силовых установок турбореактивные двигатели . Позже был построен Ла -160 , первый в нашей стране реактивный самолет со стреловидным крылом . Его появление сыграло значительную роль в повышении скоростей истребителей , но до скорости звука было еще далеко .

Второе поколение отечественных реактивных самолетов представляло собой более совершенные, более скоростные , более надежные машины , в их числе Як - 23 , Ла - 15 и особенно МиГ - 15 , признанный в свое время одним из лучших военных самолетов того времени . Впервые в СССР скорость звука в полете со снижением была достигнута в конце 1948 г. на опытном самолете Ла - 176 летчиком О. В. Соколовским . А в 1950 г. уже в горизонтальном полете самолеты МиГ - 17 , Як - 50 проходили " звуковой

барьер". В сентябре - ноябре 1952 г. МиГ - 19 развивал скорость в 1,5 раза большую, чем скорость звука и превосходил по главным характеристикам "SUPER-SEIBR", который к тому времени являлся основным истребителем ВВС США.

Преодолев "звуковой барьер", авиация продолжала осваивать все большие скорости и высоты полета. Скорость достигла таких значений, при которых для дальнейшего ее увеличения требовались новые решения проблемы устойчивости и управляемости. Кроме того авиация вплотную подошла к "тепловому барьеру". Проблема теплозащиты самолета требовала безотлагательного решения. 28 мая 1960 г. на самолете Т - 405 генерального конструктора П. О. Сухого летчик Б. Адрианов установил абсолютный мировой рекорд скорости полета - 2092 км/ч по замкнутому маршруту 100 км.

В итоге наша авиация получила самолет, способный в течении 30 мин лететь со скоростью примерно 3000 км/ч. Полеты на этих самолетах свидетельствовали о том, что благодаря применению жаропрочных материалов и мощных систем охлаждения проблема "теплового барьера" для этих скоростей полета в основном была решена.

За послевоенные годы в СССР были созданы превосходные пассажирские и транспортные самолеты. Еще в 1956 г. на линиях Аэрофлота началась эксплуатация самолета Ту-104, который впервые в мире начал регулярные пассажирские перевозки. Ил-18, Ту-124, Ту-134, Ан-10 и Як-40 выдвинули в то время наш Гражданский воздушный флот на одно из ведущих мест в мире.

Вертолеты, которые только после второй мировой войны стали работоспособным и экономически целесообразным транспортным средством, в настоящее время получили широчайшее распространение. Советские авиационные конструкторы создали надежные винтокрылые машины различного назначения - легкие Ми-2 и Ка-26, средние Ми-6 и Ка-32 и тяжелые Ми-26 и другие для военной и гражданской авиации. До настоящего времени самолеты МиГ-29 и Су-27 являются непревзойденными лидерами в своем классе истребителей. Благодаря своей схеме и совершенству силовых установок, они могут выполнять уникальные фигуры высшего пилотажа, которые недоступны зарубежным аналогам этих истребителей. [7, с. 90]

Подводя черту подо всем вышесказанным можно сделать вывод, что, несмотря на все трудности и неудачи авиация в нашей стране сделала огромный шаг в своем развитии.

1.2 Предмет изучения динамики полета

Предметом курса динамики летательных аппаратов является составление и исследование уравнений движения летательного аппарата, изучение общих закономерностей полета, а также его особенностей в различных частных случаях. При составлении и исследовании уравнений движения беспилотных летательных аппаратов опираются на основные положения теоретической механики, аэродинамики, теории автоматического управления и ряда других дисциплин.

Ввиду чрезвычайной сложности задачи исследования полёта любого летательного аппарата ее обычно решают по частям на нескольких этапах и постепенно переходя от менее трудных задач к более трудным.

На первом этапе исследования во многих случаях оказывается вполне допустимым рассматривать движение летательного аппарата как движение управляемой математической точки. Как известно движение твердого тела в пространстве раскладывается на движение центра масс тела и на вращение его вокруг центра масс. Для изучения основных закономерностей полета, вращательное движение при определенных условиях можно не рассматривать. Тогда движение тела (в данном случае летательного аппарата) представляется как движение материальной точки, масса которой равна массе

летательного аппарата к которой приложены сила тяжести, сила тяги двигателя и аэродинамические силы. Соответственно схематизируется и работа системы управления на движение центра масс летательного аппарата накладываются связи, описывающие идеальную работу системы управления.

На втором этапе детального исследования уравнения движения летательного аппарата с учетом его вращения вокруг центра масс. Задачей этого этапа является изучение динамических свойств аппарата, рассматриваемого как элемент системы управления. При этом главным образом интересуются реакцией летательного аппарата на отклонения органов управления и на воздействия различных внешних возмущений.

Лишь после такого изучения можно перейти к заключительному и наиболее сложному этапу – исследованию динамики замкнутой системы управления, включающей в себя среди ряда других элементов и сам летательный аппарат (объект управления)

Одной из основных задач последнего этапа является исследование точности полёта, характеризуемой величиной и вероятностью отклонений летательного аппарата от требуемой траектории. Эти отклонения возникают вследствие того, что в действительности все элементы системы управления работают не идеально точно, летательный аппарат не идеально следит за отклонениями органов управления и, кроме того, в полете на летательный аппарат и его систему управления воздействуют случайные возмущения. Для изучения вопросов точности управления необходимо движение летательного аппарата и процессы в системе управления описывать достаточно полно дифференциальными уравнениями и, кроме того, учитывать случайные возмущения. В результате требуется исследовать системы обыкновенных дифференциальных уравнений весьма высокого порядка, которые могут быть нелинейными, с правыми частями, явно зависящими от времени, с запаздывающими аргументами, со случайными функциями в правых частях и т. п. Для исследования таких уравнений используют все методы, которыми располагает современная наука и техника, в частности, методы математического анализа, теории вероятностей и случайных процессов, вычислительной математики, теории автоматического управления, вычисления неэлектронных машинах.[6,с.11]

2. История создания ОК "Буран"

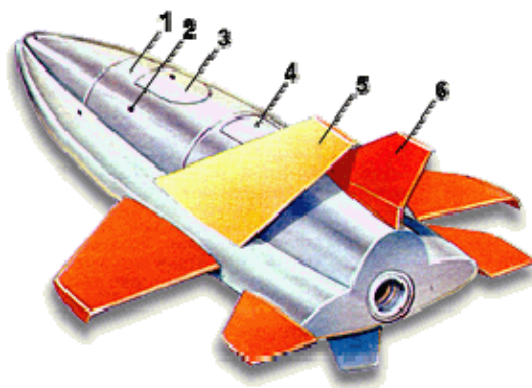
2.1 Работа по созданию крылатых космических кораблей

Работы по созданию крылатых космических кораблей в Советском Союзе имеют свою историю.

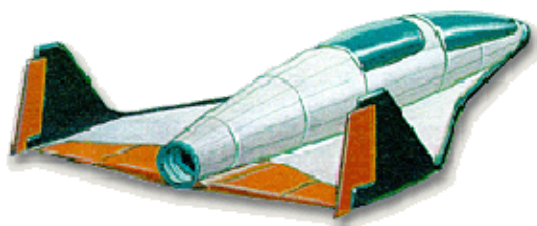
Идея использовать крылья на возвращаемом космическом аппарате возникла сразу же с началом полетов в космос. Это обуславливалось желанием использовать потенциальные возможности земной атмосферы (в первую очередь, управляемое торможение и точное маневрирование) и тем авиационным заделом, с которым первые 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, лапотов проектировал П.В.Цыбин. Машина задумывалась классической аэродинамической схемы, с трапециевидным крылом и нормальным хвостовым оперением. Свое полуофициальное название аппарат

получил из-за характерной формы фюзеляжа, в аэродинамическую тень которого несущие плоскости убирались при входе в плотные слои атмосферы.

По способу выведения (на 3-ступенчатой Р-7, семерке), массе и решаемым задачам лапоток был бы аналогичным Востоку. (Справа - первый советский "челнок" - "лапоток" С.П.Королева и П.В.Цыбина: стартовая масса 4,7 т; экипаж 1 чел.; продолжительность полета до 27 ч; длина 9,4 м; размах крыла 5,5 м; высота по оперению 4 м; ширина фюзеляжа 3 м.) Рассматривалась даже возможность катапультирования космонавта непосредственно перед посадкой на ВПП. Однако быстро выяснился масштаб трудностей, встающих при создании крылатых космических аппаратов. Например, планирующий вход в атмосферу требовал точнейшей ориентации изделия, а соответствующие приборы появились значительно позже первых полетов... Кроме того, по теплозащите схема оказалась неоптимальной. После этого ракетчики к крылатым аппаратам охладели.



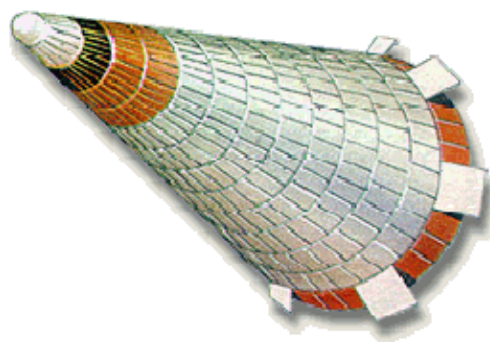
Условные обозначения: 1 - кабина космонавтов; 2 - иллюминаторы; 3 - входной люк; 4 - приборный отсек; 5 - консоли крыла при входе в плотные слои атмосферы; 6 - хвостовое оперение



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 [7, с.260]

2.2 Предпосылки создания ОК «Буран»

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.[10, с. 70]

Челнок выводил на околоземную орбиту 29,5 т, и мог спускаться 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 .

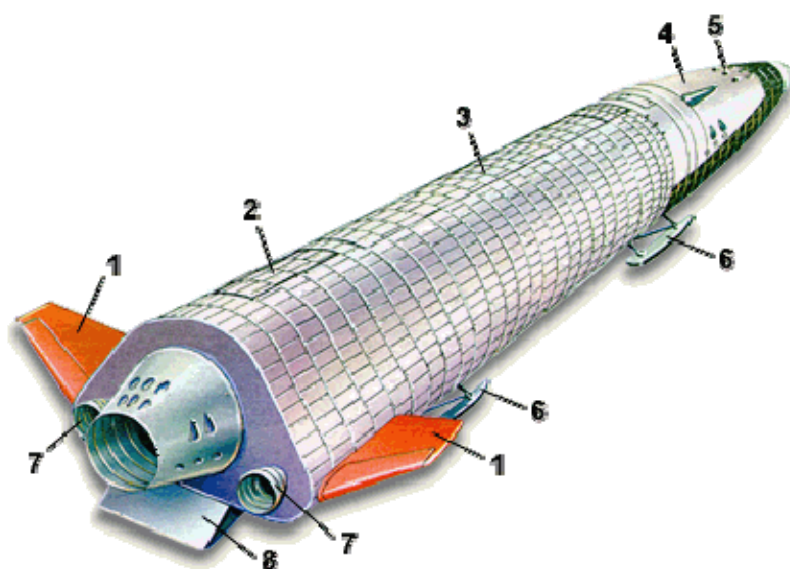
2.3 Первые шаги на пути создания ОК «Буран»

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)... Сеть 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 сказало 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 достаточно много витков, посадка с которых невозможна. Из этой ситуации могло быть два принципиальных выхода: расширить количество аэродромов (но "Буран" создавался как военный объект, а стратегические союзники были расположены "компактно" к границам СССР, Куба же была слишком близка к территории потенциального противника), либо повысить энерговооруженность атмосферного участка за счет установки ВРД. Конструкторы выбрали второй путь.

В дальнейшем (по техническим причинам) от использования на штатном ОК "Буран" ТРД в конце концов отказались (испытав воздушно-реактивную двигательную установку в реальных атмосферных полетах самолета-аналога БТС-002), однако в связи с тем, что изготовление и оборудование летных образцов (первой серии) уже шло полным ходом, конструктивно-силовую схему планера менять было поздно и ниши в ХЧФ под установку двигателей зашили панелями обшивки и закрыли гибким теплозащитным покрытием.[11, с.212]

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

3. Общие характеристики орбитального корабля

"БУРАН" - советский крылатый орбитальный корабль многоцелевого 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.[9, с.50]

3.1 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) выпускающееся шасси.



3.2 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 многократное 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 закругления носков крыла и фюзеляжа. Расчетный ресурс конструкции - 100 орбитальных полетов.[15, с. 100]

3.3 Двигательная установка и бортовое оборудование.

Объединенная двигательная установка (ОДУ) обеспечивает доведение ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных переходов (коррекций), точное маневрирование вблизи обслуживаемых орбитальных комплексов, ориентацию и стабилизацию ОК, его торможение для схода с орбиты. ОДУ состоит из двух двигателей орбитального маневрирования (на рис.справа), работающих на углеводородном горючем и жидком кислороде, и 46 двигателей газодинамического управления, сгруппированных в три блока (один носовой блок и два хвостовых). Более 50 бортовых систем, включающих радиотехнические, ТВ и телеметрические комплексы, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, навигации, энергоснабжения и другие, объединены на основе ЭВМ в единый бортовой комплекс, который обеспечивает продолжительность пребывания "Бурана" на орбите до 30 суток

Теплота, выделяемая бортовым оборудованием, с помощью теплоносителя подводится к радиационным теплообменникам, установленным на внутренней стороне створок грузового отсека, и излучается в окружающее пространство (в полете на орбите створки открыты). Маршевый двигатель, или двигатель орбитального маневрирования (ДОМ), используется при доведении, коррекции орбиты, межорбитальных переходах и торможении при сходе с орбиты. Маршевый двигатель представляет собой ЖРД многократного включения с насосной системой подачи компонентов топлива, выполненной по схеме с дожиганием генераторного газа, нормально функционирующий в условиях вакуума и невесомости.

Высокие энергетические параметры двигателя обеспечиваются исключением потерь на привод турбины (схема с дозажиганием), большим геометрическим дорасширением реактивного сопла, минимальными потерями в камере сгорания и реактивном сопле, рациональной системой охлаждения и

сокращением выбросов. В качестве пускового горючего для воспламенения топлива в газогенераторе и камере используется металлоорганическое соединение.

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

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

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

Быстродействие УД характеризуется временем набора 90% тяги, равным 0,06с, такой же минимальной продолжительностью включения и частотой включения до 8Гц. Минимальный удельный импульс двигателя в импульсных режимах 180с. Гарантированный ресурс двигателя составляет 26000 включений и более 3 ч работы (с дальнейшим увеличением по мере набора статистики). Двигатель ориентации по принципиальной схеме и составу в основном аналогичен УД.[14, с.13]

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

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

3.4 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.



4. Многоразовая космическая система "Энергия - Буран"

4.1 Работа над многоразовым орбитальным кораблем. Наземная подготовка.

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". Главным 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.[10, с.52]

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



Аналог ОК "Буран", дооснащенный четырьмя двигателями, осуществивший ряд полетов с подмосковного аэродрома в г.Жуковском, для отработки пилотирования при посадке после орбитального полета

заклучения 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.

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".
- Оработка программы и методики комплексных электрических испытаний орбитального корабля "Буран", режимов предстартовой подготовки и методики парирования нештатных ситуаций, возможных при наземной подготовке.
- Оработка 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.
- Оработка 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.[12, с. 30]

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 ЗМ-Т. Планер транспортировали водным путем по реке Москве до г. Жуковский, где его грузили на самолет ЗМ-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 пульты, 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 многоцветной 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.[14, с. 25]

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.



Орбитальный 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.

4.2 Выведение на орбиту

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.

4.3 Полет

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

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

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

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

членов Государственной комиссии, что они уверены в успехе: для системы автоматической посадки этот случай не предельный. Решение на пуск было принято.

В 6 часов 00 минут по московскому времени МРКК "Энергия-Буран" отрывается от стартового стола и почти сразу же уходит в низкую облачность. Проходит 8 минут участка выведения. В 6 ч 08 минут 03 секунды завершается работа РН, и ОК "Буран" начинает первый самостоятельный полет. Высота над поверхностью Земли составляет около 150 км, и, как это предусмотрено баллистической схемой полета, выполняется довыведение ОК на орбиту собственными средствами. В течение последующих 40 минут проводятся два маневра довыведения ОК на рабочую орбиту наклоном 51,6 и высотой 250...260 км. Параметры этих маневров (величину, направление и момент отработки импульса ОДУ) автоматически рассчитывает БЦВК в соответствии с заложенным полетным заданием и реальными параметрами движения на момент отделения от РН.[15, с.60]

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

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

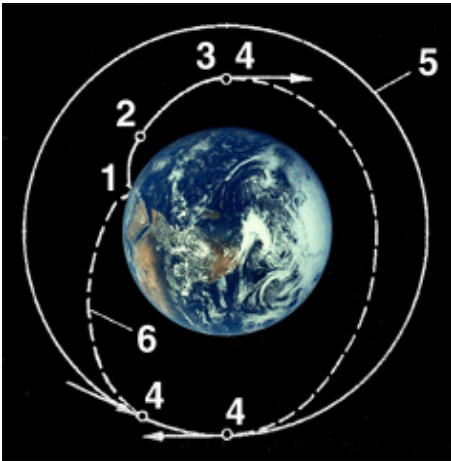
Наступает одна из завершающих операций - перезагрузка оперативной памяти БЦВК для работы на участке спуска и перекачка топлива из носовых баков в кормовые для обеспечения посадочной центровки.

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

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

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

Схема полета ОК "Буран":



- 1 - старт;
- 2 - отделение разгонных блоков первой ступени;
- 3 - отделение разгонного блока второй ступени от ОК "Буран";
- 4 - точки включения двигателей системы орбитального маневрирования;
- 5 - рабочая орбита;
- 6 - траектория спуска.

4.4 Возвращение с орбиты

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

Разработка ОК "Буран" продолжалась более 10 лет. Первому запуску предшествовал большой объем научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию ОК и его систем с обширными теоретическими и экспериментальными исследованиями по определению аэродинамических, акустических, теплофизических, прочностных и других характеристик ОК,

моделированием работы систем и динамики полета ОК на [полноразмерном стенде оборудования](#) и на [пилотажных стендах](#), разработкой новых материалов, отработкой методов и средств автоматической посадки на самолетах - летающих лабораториях, летными испытаниями в атмосфере пилотируемого самолета-аналога (в моторном варианте) БТС-02, натурными испытаниями теплозащиты на экспериментальных аппаратах [БОР-4 и БОР-5](#), выводящихся на орбиту и возвращаемых с нее методом аэродинамического спуска, и т. д.

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

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

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

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

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

трудная работа сделана! После останова "Бурана" на ВПП в течение 10 минут контролируется приведение бортовых систем в исходное состояние и их выключение. По просьбе группы послеполетного обслуживания из ЦУП через спутник связи выдается последняя команда на борт: системы корабля обесточены. Все! Программа первого испытательного полета выполнена полностью! [13, с. 20]

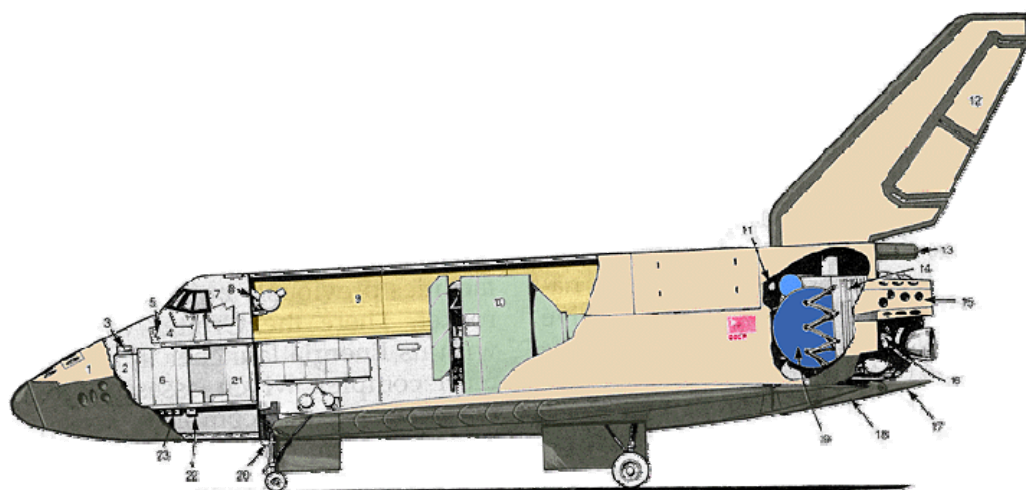


Возвращение орбитального корабля "Буран" из первого космического полета



А.В.Васильковский, Н.И.Зеленщиков, Ю.П.Семенов, Б.И.Губанов, Ю.Б.Зубарев, С.А.Афанасьев у приземлившегося корабля "Буран"

5. 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 имеет два этажа: верхний - командный отсек (КО) и нижний - бытовой отсек (БО), под которым расположен агрегатный отсек с не требующим постоянного доступа оборудованием.

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

Вариант кабины, рассчитанный на экипаж из четырех человек с индивидуальными средствами спасения, отличается тем, что в передней части БО (аварийные выходы 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 гиросtabilизированные 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.

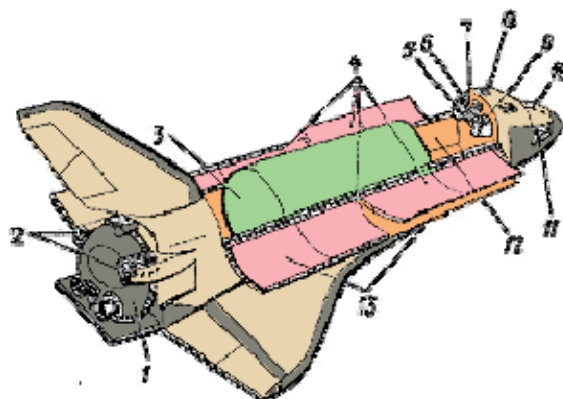
Отсек полезного груза (ОПГ) расположен в средней части фюзеляжа от задней стенки кабины (от соответствующего шпангоута) до перегородки, отделяющей среднюю часть фюзеляжа (СЧФ) от хвостовой части фюзеляжа (ХЧФ). В нижней зоне СЧФ между шпангоутами расположены приборы и агрегаты систем, в том числе системы 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 оборудование. ВСУ располагаются вблизи передней стенки ХЧФ по правому и левому бортам. Два хвостовых блока (левый и правый) двигателей управления ОДУ крепятся консолью на шпангоуте донного среза ХЧФ, на котором устанавливается и ББ. В нижней части ХЧФ размещен балансировочный щиток, а в верхней - киль с рулем направления/воздушным тормозом. В раннем варианте компоновки для повышения маневренных возможностей ОК при посадке, в частности при ручном управлении, предполагалось оснащение ОК двумя турбореактивными двигателями с их установкой на ХЧФ по бокам от киля (это хорошо видно на летавшей модели-аналоге ОК БОР-5 и на самолете-аналоге БТС-02 ОК-ГЛИ).[10, с. 30]

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



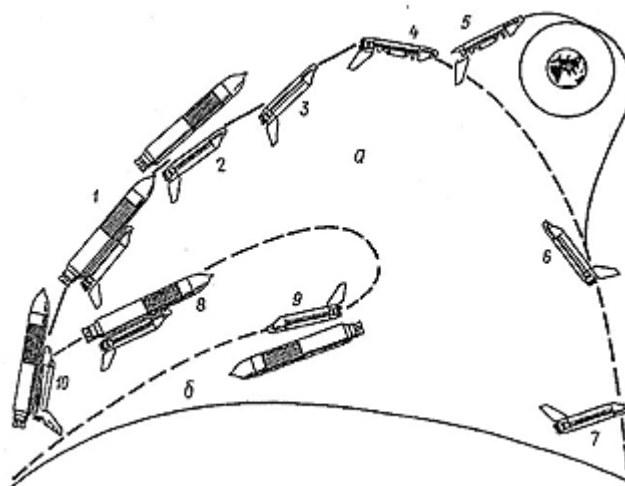
6. Объединенная Двигательная Установка (ОДУ)

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, доведение 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- доведение 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 отличие 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 пространстве.

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 суток без применения холодильной машины);
- питание двигателей управления газифицированным кислородом, получаемым в специальном газогенераторе (газификаторе) при сжигании в кислороде небольшой доли горючего;
- забор жидких топливных компонентов в условиях, близких к невесомости, с помощью специальных заборных устройств на базе мелкочаеистых (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 многоцветной 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, включающем 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.

6.1 Маршевый двигатель

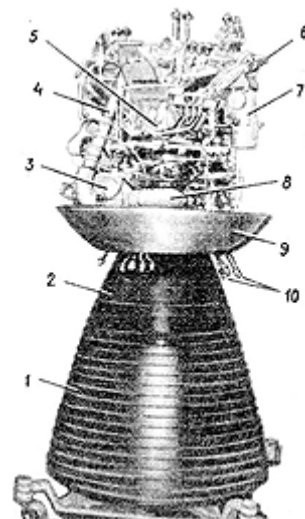
Маршевый двигатель, или двигатель орбитального маневрирования (ДОМ), используется при доведении, коррекции орбиты, межорбитальных переходах и торможении при сходе с орбиты.

Маршевый двигатель представляет собой ЖРД многократного включения с насосной системой подачи компонентов топлива, выполненной по схеме с дожиганием генераторного 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- защитный экран; 10- дренажные патрубки

6.2 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.

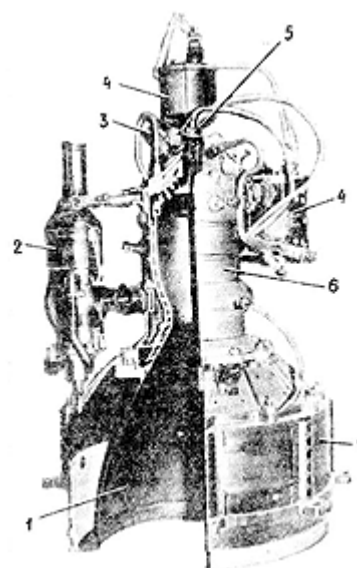
Минимальный удельный импульс двигателя в импульсных режимах 180с.

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.

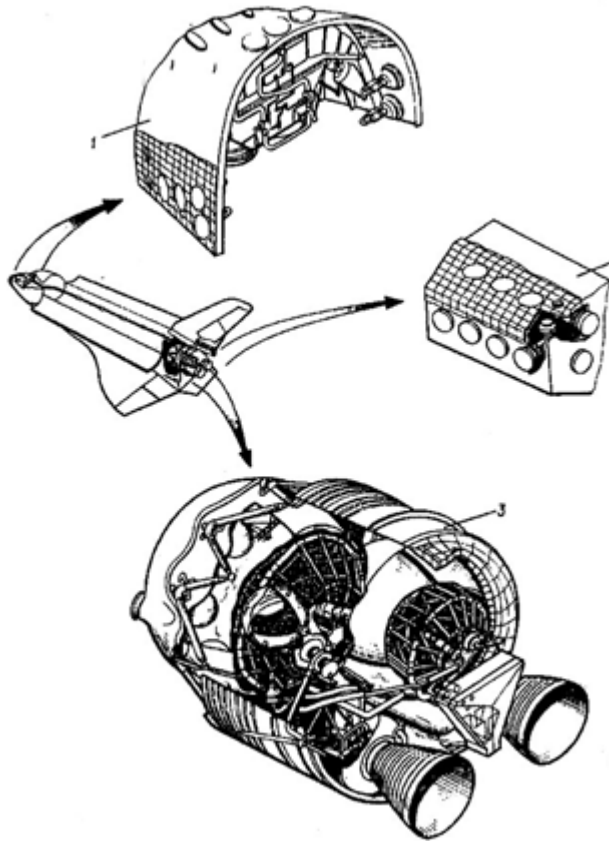
Для исключения образования сажи предусматривается повышенное соотношение компонентов топлива в двигателе (3,5...4), т.е. избыток кислорода.

Основным режимом работы ДО является выдача минимальных 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 теплового 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.

7. 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 манипуляторов.

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

Максимальная скорость:

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

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

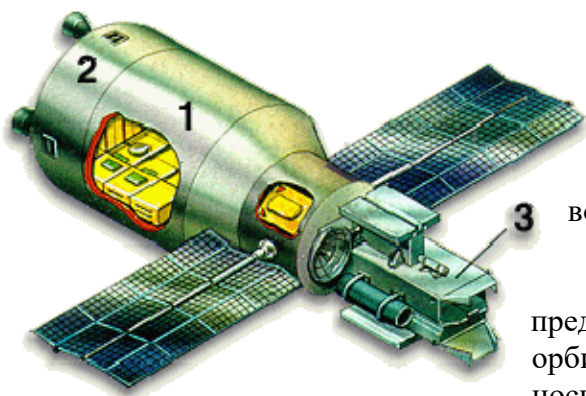
1. Движение пустого схвата сопровождается колебаниями с амплитудой 7-10 см и частотой 0.5-1 Гц.
2. При работе с грузом около 1 т амплитуда колебаний схвата за счет суммарной упругости (основная упругость сосредоточена в шарнирах и в схвате в месте крепления груза) составила 50 см.
3. Остановка груза весом 1.5 т и 6 т сопровождается колебательным переходным процессом со временем затухания порядка 2 и 4 минут соответственно.

8. Применение "Бурана"

8.1 Боевые космические комплексы

В конце 60-х - начале 70-х годов в США были начаты работы по исследованию возможности использования космического пространства для ведения боевых действий в космосе и из космоса. Правительство СССР рядом специальных постановлений (первое вышло в 1976 г.) работы в стране в этой области поручило кооперации организаций-разработчиков во главе с НПО "Энергия". В 70-80-е годы был проведен комплекс исследований по определению возможных путей создания космических средств, способных решать задачи поражения космических аппаратов военного назначения, баллистических ракет в полете, а также особо важных воздушных, морских и наземных целей. При этом ставилась задача достижения необходимых характеристик указанных средств на основе использования имевшегося к тому времени научно-технического задела с перспективой развития этих средств при ограничении по производственным мощностям и финансированию. Для поражения военных космических объектов были разработаны два боевых космических аппарата на единой конструктивной основе, оснащенные различными типами бортовых комплексов вооружения - лазерным и ракетным. Основой обоих аппаратов явился унифицированный служебный блок, созданный на базе конструкции, служебных систем и агрегатов орбитальной станции серии ДОС-7К. В отличие от станции служебный блок должен был иметь существенно большие по вместимости топливные баки двигательной установки для обеспечения маневрирования на орбите.[17, с.16]

8.2 Боевые космические комплексы - полезная нагрузка ОК "Буран"



Обозначения:

1 - приборно-топливный отсек;

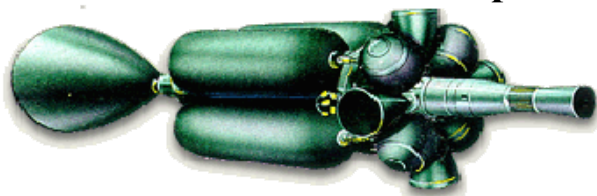
2 - агрегатный отсек;

3 - бортовой комплекс специального вооружения.

Выведение космических аппаратов на орбиту предполагалось осуществлять в грузовом отсеке орбитального корабля МКС "Буран" (ракетой-носителем "Протон" на экспериментальном этапе).

Предусматривалась дозаправка баков на орбите при помощи средств, также доставляемых к аппаратам в ОК МКС "Буран". Для обеспечения длительного срока боевого дежурства на орбите и поддержания высокой готовности космических комплексов предусматривалась возможность посещения объектов экипажем (два человека до 7 суток).

Боевая космическая самонаводящаяся ракета-перехватчик



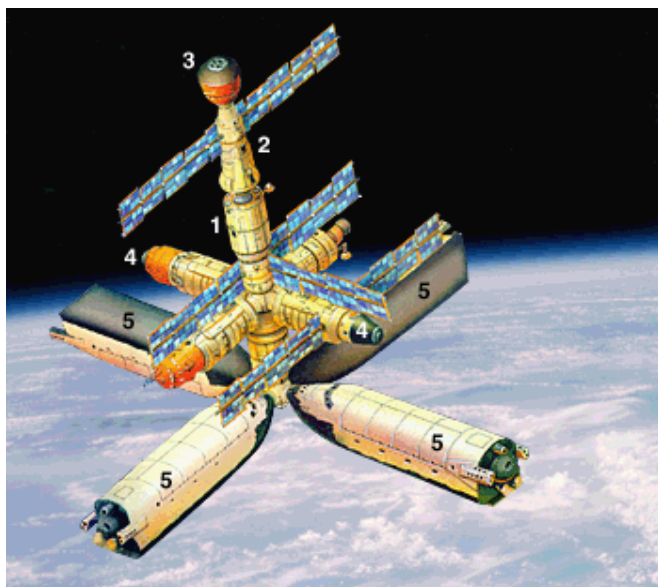
Меньшая масса бортового комплекса вооружения с ракетным оружием, по сравнению с комплексом с лазерным оружием, позволяла иметь на борту КА большой запас топлива, поэтому представлялось целесообразным создание системы с орбитальной группировкой, состоящей из боевых космических аппаратов, одна часть из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

Для поражения стартующих баллистических ракет и их головных блоков на пассивном участке полета в НПО "Энергия" был разработан проект ракеты-перехватчика космического базирования. В практике НПО "Энергия" это была самая маленькая, но самая энерговооруженная ракета. Достаточно сказать, что при стартовой массе, измеряемой всего десятками килограммов, ракета-перехватчик обладала запасом характеристической скорости, соизмеримой с характеристической скоростью ракет, выводящих современные полезные нагрузки на орбиту ИСЗ. Высокие характеристики достигались за счет применения технических решений, основанных на последних достижениях отечественной науки и техники в области миниатюризации приборостроения. Авторской разработкой НПО "Энергия" явилась уникальная

двигательная установка, использующая нетрадиционные не криогенные топлива и сверхпрочные композиционные материалы. В начале 90-х годов, в связи с изменением военно-политической обстановки, работы по боевым космическим комплексам в НПО "Энергия" были прекращены. К работам по боевым космическим комплексам привлекались все тематические подразделения Головного конструкторского бюро и широкая кооперация специализированных организаций-разработчиков военно-промышленного комплекса страны, а также ведущие исследовательские организации Министерства обороны и Академии наук.[18, с.20]

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

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



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

Вот как описывает применение боевой космической станции С.Александров в своей статье "Меч, ставший щитом" ("Техника-молодежи", 4'98): "...Тот же базовый модуль, как на орбитальной станции Мир, те же боковые (уже не секрет, что на Спектре, например, предполагались испытания оптической системы обнаружения ракетных пусков... А стабилизированная платформа с теле-

и фотокамерами на Кристалле чем не прицел?), но вместо астрофизического Кванта модуль с комплексом боевого управления. Под шариком переходного отсека еще один переходник, на котором висят четыре модуля (на основе бурановского фюзеляжа) с боевыми блоками. Это, так сказать, исходное положение. По тревоге они отделяются и расходятся на рабочие орбиты, выбираемые из следующего соображения: чтобы каждый блок вышел на свою цель в тот момент, когда над ней будет пролетать центр управления. Фюзеляж Бурана используется в этом проекте по принципу не пропадать

же добру: большие запасы топлива в объединенной двигательной установке и очень хорошая система управления позволяют активно маневрировать на орбите, при этом полезный груз боевые блоки находятся в контейнере, скрытые от любопытных глаз, а так же неблагоприятных факторов космического полета. Что существенно в контексте стратегического сдерживания эта система оружия нанесет прицельный, хирургический удар даже в том случае, если будет уничтожено все остальное. Как атомные подводные лодки, она способна переждать первый залп!"

9. Проекты целевого использования орбитального корабля "Буран"

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

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

- контроль всех основных этапов функционирования ЭКА;
- контроль операций по раскрытию крупногабаритной антенны РАС и проведение оперативного ремонта при ее отказе;
- проверку работоспособности ЭКА перед самостоятельным функционированием для гарантированного выполнения задач эксперимента;
- проведение ремонтно-восстановительных работ на борту ЭКА;

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

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

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

В результате этих разработок и исследований были разработаны принципы и научно-технические направления создания и эксплуатации любых многоразовых космических аппаратов.[11, с. 50]

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.

Заключение



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

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

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

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

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



МАКС - это летающий космодром АН-225 "Мрия", с которого орбитальный самолет в воздухе самостоятельно стартует в космос. Здесь использовано очень многое из того, что было найдено при создании "Спирали" и "Бурана", а главное достоинство - невероятная дешевизна доставки груза на орбиту. По сравнению с нынешними "Шаттлами" денег можно потратить в 20-50 раз меньше! При этом, заметьте, американцы нынче не доставляют тяжелые грузы на Международную космическую станцию, предпочитая использовать для этих целей старые добрые "Союзы". Экономят! [16, с. 25]

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

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

Основные характеристики МКС "Энергия-Буран"

Орбитальный корабль "Буран":		РН "Энергия" (МКС в целом):	
Характеристики	Значение	Характеристики	Значение
Максимальная стартовая масса (в первом полете), т	105 (79,4)	Стартовая масса МКС, т	2375
В т.ч.: запас окислителя (кислород), т запас горючего (циклин), т	10,4	Масса ракеты-носителя, т	2270
	4,1	Первая ступень (блок "А", 4 шт.), т	1490,4
Масса полезного груза, выводимого в ОК на орбиту Н=200 км: с наклоном $i=50.7$, т с наклоном $i=97$, т	30	В т.ч.: запас окислителя (кислород), т	886,8
	16	запас горючего (керосин РГ-1), т	341,2
Посадочная масса ОК: номинальная, т максимальная, т	82	Вторая ступень (блок "Ц", 1 шт.), т	776,2
	87	в т.ч.: запас окислителя (кислород), т	602,3
Масса полезного груза, возвращаемого с орбиты в ОК: максимальная, т номинальная, т	20	запас горючего (водород), т	100,7
	15	Двигатель блока "А" (РД-171, 11Д521):	
Экипаж, человек: на этапе летных испытаний (при наличии катапультируемых кресел) максимальный (без катапультируемых кресел)	2	тяга на уровне моря, тс	740
	до 10	тяга в вакууме, тс	806
Продолжительность полета: номинальная, сут максимальная (с дополнительными баками), сут	7	удельный импульс на уровне моря, с	308,5
	30	удельный импульс в вакууме, с	336,2
Диапазон возможных наклонов орбит	50,7...110	Двигатель блока "Ц" (4 шт.РД-0120,11Д122):	
		тяга на уровне моря, тс	147,6
Высота орбиты: рабочая круговая, км максимальная, км	250 ... 500	тяга в вакууме, тс	190
	1000	удельный импульс на уровне моря, с	353,2
Перегрузки, g: при выведении на орбиту (максимальная) при спуске в атмосферу (по номинальной траектории)	3	удельный импульс в вакууме, с	454,7
	1,6	Геометрические характеристики МКС:	
Аэродинамическое качество: на гиперзвуковых скоростях при посадке	1,5	общая длина, м	58,765
	5	максимальная ширина, м	23,92
Максимальная величина бокового маневра при спуске, км	1700	максимальная ширина на установщике, м	24,50
		Геометрические характеристики РН в целом:	
Посадочная скорость:		длина, м	58,765
		максимальный поперечный размер, м	17,65
		Геометрические характеристики первой ступени:	
		длина, м	39,46
		диаметр баков, м	3,92
		Геометрические характеристики второй ступени:	
		длина, м	58,765

средняя (при посадочной массе 82т), км/ч	312	диаметр баков (без теплоизоляции), м	7,75
максимальная, км/ч	360		
в первом полете, км/ч	263	Кратность использования (ресурс):	
Маршевый двигатель орбитального маневрирования 17Д12:		первая ступень, полетов	10
		вторая ступень, полетов	1
тяга в вакууме, тс	8,8		
удельный импульс в вакууме, с	362		
Геометрические характеристики:			
общая длина, м	36,37		
в том числе фюзеляжа, м	30,85		
ширина фюзеляжа (максимальная), м	5,50		
Размах крыла, м	23,92		
высота на стоянке, м	16,35		
шасси, база/колея, м	7,00/12,79		
длина отсека полезного груза, м	18,55		
диаметр отсека полезного груза, м	4,70?		
Кратность использования (ресурс), полетов	100		

Список литературы

1. Алешков М.Н. «Физические основы ракетного оружия», М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1972г, 310стр
2. Байдуков Г.Ф. « Первые перелеты через Ледовитый океан . Из воспоминаний летчика» . МОСКВА . 1977 г.
3. Лозино-Лозинского Г.Е. и Братухина А.Г. "Авиационно-космические системы", М.:Изд-во МАИ, 1997, 416 стр.
4. Гэтланда К «Космическая техника» Издательство «Мир». 1986 г. Москва.
5. Костенко И.К. " Летающие крылья ", М.: «Машиностроение» 1988 г.
6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С . «Динамика полёта», М.: Изд-во «Машиностроение», 1973, 615стр.
7. Пономарев А.Н. "Советские авиационные конструкторы" М.: Воениздат . 1990 г
8. Пономарев А.Н. "Авиация на пороге в космос " М.: Воениздат . 1971 г.
9. Свищева Г.Л."Авиация", М.:Большая Российская Энциклопедия, 1994, 736 стр.
10. Семенов Ю.П. "Буран", М.:Машиностроение, 1995, 448 стр.;
11. Феодосьев В.И «Основы техники ракетного полета», М.: Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1979 год, 494стр.
12. Журнал "Новости Космонавтики", М.: Видеокосмос, 1994-1998гг. (в частности, 11/152 1997, материалы о "Скиф-ДМ");
13. "Космонавтика", энциклопедия, М.: Советская энциклопедия, 1985, 528 стр.
14. "Техническая информация" ОНТИ ЦАГИ, 1421 (15, август 1981г.)

15. "Ракетно-космическая корпорация ЭНЕРГИЯ имени С.П.Королева", Менонсовполиграф, 1996, 670 стр.
16. Еженедельник «Ракетно-космическая техника» №1 – 52 1983г.
17. Статья С.Александрова в журнале "Техника-молодежи" 1998г.
18. Освоение космического пространства в СССР. Академия наук СССР. Москва, Наука, 1977.