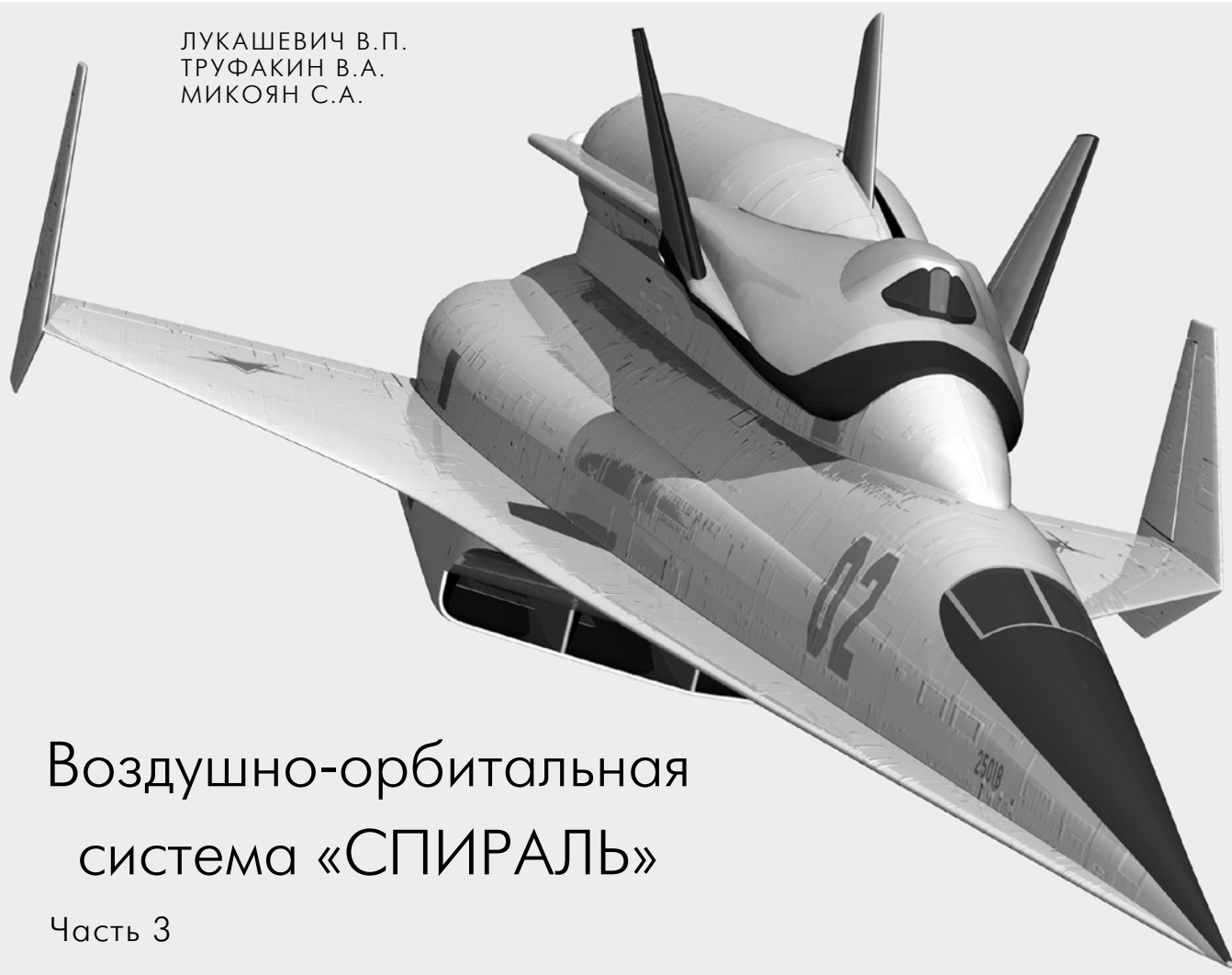


ЛУКАШЕВИЧ В.П.
ТРУФАКИН В.А.
МИКОЯН С.А.



Воздушно-орбитальная система «СПИРАЛЬ»

Часть 3

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ
ОДНОМЕСТНЫЙ
ПИЛОТИРУЕМЫЙ
ОРБИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ («50»)

Наиболее проработанным в аван-
проекте «Спираль» был эксперимен-
тальный пилотируемый орбитальный
самолет – ЭПОС, выводимый в кос-
мос ракетой-носителем «Союз».

Лозино-Лозинский обоснованно
полагал, что если ЭПОС начнет ле-
тать в космос, то программе боевых
орбитальных самолетов быть, незави-
симо от судьбы и темпов разработки
ГСР и ракетного ускорителя. Проект-
но-конструкторскую документацию
по орбитальному самолету выпустили
специалисты ОКБ А.И.Микояна под
руководством Я.И.Селецкого:

- В.Ф.Павлов, В.П.Завгородный –
ферменная конструкция фюзеляжа и
теплозащитный экран;
- Н.Н.Веревкин – «горячая» кон-
струкция крыла;
- З.Е.Берсудский – теплопрочност-
ные расчеты;
- Ю.В.Бакшт – четырехстоечное
лыжное шасси.

ЭПОС предназначался для натур-
ной отработки аэродинамической
компоновки, конструкции и всех
бортовых систем, которые в даль-
нейшем будут применены в боевых
самолетах, а также средств и мето-
дик, обеспечивающих боевое при-
менение. ЭПОС уже фактически яв-
лялся опытным образцом боевого
самолета, имея отсек для размеще-
ния телеметрической и контрольно-
записывающей аппаратуры объе-
мом 2 м³, он легко модифицировался
в дневной фоторазведчик путем за-
мены оборудования, предназначен-
ного для летно-конструкторских ис-
пытаний, на спецоборудование для
фоторазведки.

ЭПОС был оборудован комбини-
рованной двигательной установкой,
включающей в себя:

- ЖРД орбитального маневриро-
вания тягой 1500 кгс для выполнения
маневра по изменению плоскости
орбиты и выдачи тормозного импуль-
са для схода с орбиты. Топливная си-
стема двигателя состояла из двух ба-
ков - горючего и окислителя. Рабочее
давление в вытеснительной системе
поддачи компонентов топлива в ЖРД
создавалось сжатым гелием;

- два аварийных ЖРД (для выдачи
дублирующего тормозного импульса)
с тягой в пустоте по 16 кгс каждый,
работающие от топливной системы
основного ЖРД. В случае наличия ост-
атков топлива в баках после выдачи
тормозного импульса летчик должен
был слить топливо за борт с исполь-
зованием вытеснительной системы
на сжатом гелии;

- блок ЖРД для газодинамического
управления (ГДУ) ориентацией само-
лета на орбите и спуске (ЖРД своей
работой «помогают» управляющим
аэродинамическим поверхностям до
скорости М=3), состоящий из 6 дви-
гателей грубой ориентации с тягой
по 16 кгс каждый и 10 двигателей точ-
ной стабилизации с тягой 1 кгс каж-
дый. Блок управляющих двигателей
имел автономную вытеснительную
топливную систему, состоящую из 2-х
баков. При отказе ЖРД точной ста-
билизации их дублируют двигатели
грубой ориентации;

- ТРД со стендовой тягой 2000 кг
для полета на дозвуке и посадки. Этот
двигатель являлся развитием подъем-
ного двигателя 36–35, выпускавшего-
ся в ОКБ–36 для корабельных истре-
бителей вертикального взлета Як–38.

Он был выбран из-за малого удельного веса, равного 0,04 кг/кг тяги вместо 0,2 который имеют лучшие маршевые ТРД, и малого удельного расхода топлива. Топливо для двигателя – керосин. Топливная система состоит из двух баков с наддувом гелием. В основании киля расположен регулируемый воздухозаборник ковшового типа. Створка воздухозаборника открывается только перед запуском ТРД. Система управления ТРД обеспечивает диапазон плавного регулирования тяги от «малого газа» до «максимала».

включающей: указатель аварийного момента торможения (УАМТ), указатель скорости, индикатор пространственного положения (ИПП), дублер авиагоризонта ДА-200, указатель угловых скоростей, указатель высоты, навигационный индикатор, указатель перегрузок, счетчик дальности, часы и индикацию времени, указатель исполнения программ, блок введения программ, указатель положения шасси и крыльев, сигнализаторы контроля системы жизнедеятельности, вольт-амперметр, прибор контро-

обеспечивающую удобную стыковку средств индикации с различными системами орбитального самолета. Входящие в состав системы индикаторы обеспечивают летчика информацией в достаточном объеме и виде, удобном для восприятия. Ряд индикаторов выполняет совмещенные функции на различных этапах полета, что уменьшает их общее потребное количество.

Для аварийного спасения пилота на любом участке полета в конструкции ОС предусматривалась отделяемая кабина-капсула фарообразной формы, имеющая собственные пороховые двигатели для отстрела от самолета на всех этапах его движения от старта до посадки. Капсула со всеми средствами спасения и жизнеобеспечения летчика разработана ОКБ-918 по техническому заданию ОКБ-155. Процесс катапультирования капсулы осуществляется в направлении «вперед-вверх», что позволяет спасти пилота не только во время полета на ГСР, но и на участке выведения с помощью РН «Союз». Для этого на ракете применен специально спрофилированный головной обтекатель с открытым проемом для выхода капсулы. В процессе катапультирования капсулы сначала на самолете распахиваются в разные стороны верхние панели обшивки перед кабиной, освобождая выходной

Размерности ЭПОСа	
Корпус	
Длина, мм	8000
Размах по заднему торцу, мм	4000
Радиус носка корпуса, мм	1500
Площадь плановой проекции, м ²	24,00
Мидель корпуса, м ²	3,70
Площадь дна, м ²	2,80
Стреловидность носовой части, град	74,33
Положение центра тяжести в % к длине	58
Крыло	
Площадь поворотных консолей, м ²	2,33
Удлинение	1,91
Сужение	3,11
Стреловидность по передней кромке, град	55
Площадь элевонов, м ²	1,84
Киль	
Площадь, м ²	1,70
Удлинение	2,06
Сужение	2,38
Стреловидность по передней кромке, град	60
Площадь руля направления, м ²	0,44
Щитки	
Площадь, м ²	1,785

Оборудование самолета состоит из следующих основных систем:

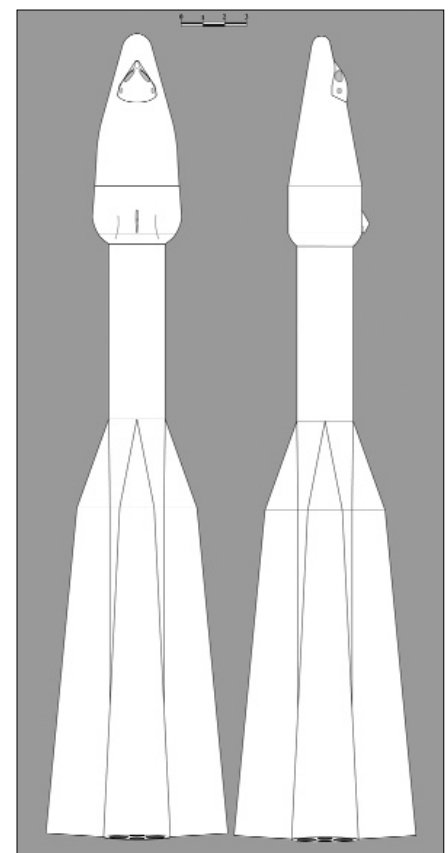
- источников электроэнергии;
- системы навигации и управления;
- системы жизнеобеспечения летчика;
- системы аварийного спасения летчика в случае катапультирования (именно так написано в аванпроекте, хотя мы понимаем, что катапультирование – это и есть аварийное спасение летчика);
- системы термостатирования отсеков оборудования и кабины;
- системы радиосвязи с коротковолновой КВ и ультракоротковолновой ДЦВ радиостанциями и внешними антенно-фидерными устройствами;
- радиотелеметрической системы измерений на базе станции РТС-9 с магнитными накопителями, обеспечивающей регистрацию на борту самолета 350 параметров;
- электрической трехпозиционной системы управления крыльями;
- системы индикации всех необходимых параметров для летчика на приборной доске и пультах кабины,

для ТРД, комплексное табло сигнализаторов состояния бортовых систем, приборы включения и выключения ЖРД и двигателей газодинамической системы управления, прибор контроля ЖРД и двигателей газодинамической системы управления, пульт управления аварийным сливом топлива ЖРД.

Система индикации, средств контроля и управления обеспечивает возможность выполнения летчиком основных задач по управлению орбитальным самолетом и его бортовыми системами на всех этапах полета:

- проведение астро- и радиокоррекции навигационной системы;
- осуществление ручной ориентации и стабилизации самолета в орбитальном полете;
- контроль работы всех систем;
- управление по директорным приборам на этапе привода и посадки.

Выбранный интерьер кабины орбитального самолета позволяет рационально использовать объем и форму кабины и реализовать функционально оправданную компоновку кабины, снижающую утомляемость летчика и



Ракета-носитель «Союз» с орбитальным самолетом ЭПОС



проем. Затем кабина начинает движение за счет механического толкателя по рельсовым направляющим (длиной 30 см), являющимся частью силовой фермы самолета, для исключения соударений, потом створки сбрасываются, после чего включаются пороховые двигатели, осуществляющие увод капсулы от самолета.

Капсула снабжена управляющими двигателями для входа в плотные слои атмосферы, радиомаяком, аккумулятором и аварийным блоком навигации, который позволяет проводить грубую навигацию на орбите. После выдачи тормозного импульса отработавшие пороховые двигатели вместе с блоком навигации отделяются от капсулы перед входом в плотные слои атмосферы. Приземление осуществляется с помощью парашюта со скоростью 8 м/с, поглощение энергии на этой скорости при ударе о земную поверхность производится за счет остаточной деформации специальной конструкции угла капсулы, заполненного сминаемыми сотами.

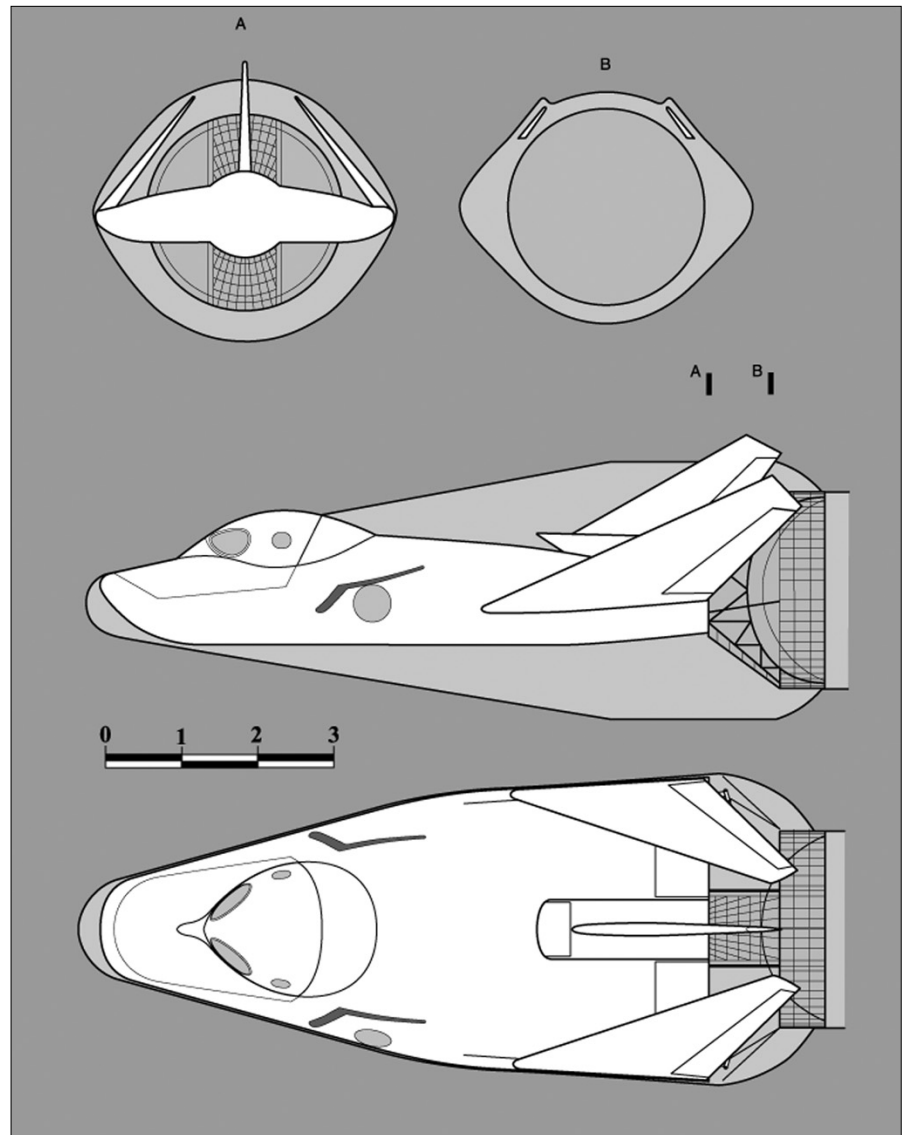
Перегрузки, действующие на летчика, лежат в пределах физиологических норм. Система жизнеобеспечения создает нормальные условия для работы летчика и состоит из скафандра и системы терморегулирования кабины. Скафандр обеспечивает регенерацию, очистку и осушку воздуха, кислородную подпитку и отвод излишков тепла. Система терморегулирования кабины обеспечивает нормальные внутренние температурные условия.

При загерметизированной кабине и открытом шлеме скафандра нормальные жизненные условия для летчика создаются совместной работой системы скафандра и системы терморегулирования кабины.

В случае разгерметизации кабины минимально-необходимые жизненные условия для летчика создает система скафандра. В этом случае выполнение полетного задания должно быть прекращено после завершения текущего витка.

Обзор из кабины обеспечивается двумя теплостойкими двойными стеклами площадью по 24 дм². Стекла обеспечивают видимость при спуске и посадке до угла атаки 18 градусов включительно, что подтверждено макетными испытаниями. Вес отделяемой полностью снаряженной кабины с оборудованием, системой жизнеобеспечения, системой спасения кабины и пилотом 930 кг, вес капсулы-кабины при автономном приземлении 705 кг.

В целом, благодаря выбранным характеристикам отделяемой кабины и схеме размещения ее на самолете, составе и функциях ее подсистем, ус-



Размещение орбитального самолета ЭПОС в обтекателе ракеты-носителя «Союз»

тройство отделяемой кабины получилось относительно простым, что является необходимым условием обеспечения высокой надежности. В заключении ЛИИ им. М.Громова по аванпроекту особо отмечаются следующие достоинства системы аварийного спасения:

- постоянная готовность к работе;
- обеспечение необходимых условий жизнедеятельности пилота в сложных условиях на месте приземления;
- исключение необходимости установки фонаря кабины орбитального самолета как отдельного конструктивного агрегата.

Система навигации, автоматического и ручного управления орбитального самолета позволяет осуществлять все необходимые в полете операции:

- строить и удерживать точную ориентацию аппарата на орбите,

необходимую при выполнении целевых задач, осуществлении маневра по изменению плоскости орбиты и при выдаче тормозного импульса для спуска с орбиты;

- управление траекторией самолета при спуске в атмосфере и при заходе на посадку (выведение самолета на направление посадочной полосы);
- ручную посадку на заданный аэродром в ночных и сложных метеоусловиях.

Система навигации и автоматического управления (СНАУ) состоит из автономной астроинерциальной системы навигации, из бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ), ЖРД газодинамического управления, астрокорректора, оптического визира и радиовертикали-высотомера. Единая БЦВМ предназначена для сбора и обработки исходной информации, поступающей от бортовых и

наземных средств и определения данных, необходимых для систем автоматического и ручного (директорного) управления. Отметим, что при проектировании ОС впервые в практике отечественной авиации создавалась интегрированная система навигации и управления, причем в варианте орбитального самолета-разведчика интеграция охватывала и целевое оборудование.

Точность ориентации самолета при выполнении ответственных операций (фотографирование, астрокоррекция и маневрирование на орбите) обеспечивается в пределах 0 градусов 15 угловых минут по всем трем осям с ее удержанием в пределах угловых скоростей до 1,5 угловых минут в секунду. По другим данным, при ведении фоторазведки СНАУ поддерживает пространственную ориентацию с точностью до ± 5 минут по трем осям, с остаточными угловыми перемещениями не более $\pm 0,5$ угловых минут в секунду по всем осям.

Во всех остальных случаях обеспечивается точность орбитальной ориентации с ошибкой не более 1 градуса по всем осям. Система СНАУ, освобождая летчика от работы по управлению самолетом на орбите, обеспечивает оперативность его работы по выполнению основной боевой задачи.

Облегчая работу летчика, СНАУ не заменяет его, оставляя пилоту принятие решения о необходимости выполнения маневра по изменению плоскости орбиты для повторного прохода над целью, выполнение боевой задачи и последующей посадки, а также контроль за работой автоматики. При необходимости летчик может дублировать своими действиями автоматику, что существенно повышает надежность выполнения задания. Без летчика невозможно реализовать основного преимущества пилотируемого орбитального самолета – оперативности действий.

Алгоритм управления СНАУ на участке схода с орбиты основан на методе пространственного управления траекторией при снижении в атмосфере посредством изменения угла крена при неизменном (балансирующем) угле атаки. К моменту написания аванпроекта «Спирали» такой алгоритм управления на участке спуска в атмосфере уже был предложен для спускаемых аппаратов космических кораблей «Союз» и американских «Аполлонов», имевших малое аэродинамическое качество ($K < 1$), но для крылатых космических кораблей он был предложен впервые. Этот алгоритм, позволяющий получить требуемые из условий нагрева, прочности и устойчивости

траектории и осуществить боковое маневрирование в заданных пределах, оказался настолько удачным, что впоследствии он был принят в качестве штатного для всех крылатых спускаемых аппаратов и космических кораблей (БОР-4, БОР-5, «Буран» и «Спейс Шаттл»).

При проектировании СНАУ для «Спирали» впервые были сформулированы принципы построения радиотехнической микроволновой системы посадки. В ОКБ Микояна и в Московском институте электромеханики и автоматики были созданы первые полунатурные стенды для отработки и СНАУ на дозвуковых участках полета орбитального самолета. Предельные значения разбросов точек вывода к моменту коррекции бортовой СНАУ не превышают 80-100 км. Алгоритм управления в горизонтальной плоскости основан на принципе вывода орбитального самолета в район посадки с вектором скорости, направленным вдоль ВПП, что достигается выбором точек переключения крена, определяемых по текущим параметрам движения для угла крена, заданного контуром управления в вертикальной плоскости.

Для гарантированного вывода самолета на посадочную полосу заданного аэродрома в сложных метеоусловиях предусматривается радиокоррекция фактических координат самолета после выхода его из плазмы на высоте 50-55 км ($M=11-12$) с помощью бортовой аппаратуры «Ромб-50» и БЦВМ, использующей информацию штатных аэродромных радиомаяков и перспективных (напомним, речь идет о 1966 г.) радиотехнических средств. Это позволяет летчику и автоматической системе управления полностью компенсировать инструментальные ошибки системы навигации до подхода к аэродрому и вывести самолет на направление посадочной полосы с динамическими ошибками не более 4-6 км на дальности 35-40 км от аэродрома и осуществить заход на посадку с работающим ТРД по курсоглиссадной зоне радиомаяка.

Для управления траекторией самолета при спуске помимо основной автоматической системы управления предусматривалась резервная упрощенная ручная система управления по директорным сигналам.

Стыковка ЭПОСА с ракетой-носителем прорабатывалась совместно с ОКБ-1 МОМ и его Куйбышевским филиалом. Был произведен расчет динамики вывода самолета на орбиту и определены выводимый вес самолета (6800 кг) и возможная высота орбиты (до 150 км). При этом для уменьшения возмущающих аэроди-

намических моментов, действующих на ракету, самолет при выводе на орбиту должен быть оснащен коническим обтекателем, сбрасываемым после отделения первой ступени ракеты. В этом случае никакие существенных доработок по прочности и системе управления ракетой не требуется. Доработке подлежат только стартовые и подъемные устройства с созданием наземных контрольно-проверочных и обслуживающих орбитальный самолет устройств.

В первых полетах ЭПОС должен был проверить принципиальную осуществимость газодинамического маневра по изменению плоскости орбиты. Этот маневр должен был стать штатным элементом программы полета боевых орбитальных самолетов в ударном и разведывательном вариантах для обеспечения возможности повторного прохода над целью. Располагаемое количество топлива для выполнения маневра составляло 2000 кг из-за ограничения веса самолета, выводимого на орбиту. Его хватало на 7 минут работы маршевого ЖРД и поворот плоскости орбиты только на 8 градусов. Тем не менее, успех этой операции на ЭПОСе давал бы уверенность в повороте плоскости орбиты на боевых ОС на большие (требуемые) углы.

Первый испытательный орбитальный полет должен был выглядеть следующим образом. Сначала, после проверки бортовых систем ЭПОСА в Монтажно-испытательном корпусе на площадке №2 Байконура производится заправка ЭПОСА высококипящими компонентами топлива, затем осуществляется стыковка с РН «Союз».

Консоли крыла складываются в стартовое положение («шалашиком на спине»), и после накатки головного обтекателя ракета с космическим аппаратом общей высотой около 37 м (из которых 10 м приходится на находящиеся под обтекателем ЭПОС и силовую ферму крепления к РН) вывозится на старт, где проводятся заключительные операции (комплексные проверки, заправка РН, посадка пилота-космонавта в аппарат, предстартовая готовность и т.д.), знакомые нам по пускам других «Союзов».

Запуск происходит ранним утром (с 6.00 до 9.00 ДМВ) (ДМВ – декретное московское время) в течении двух-трех часового стартового окна для обеспечения посадки на выбранные аэродромы на территории СССР в светлое время суток.

После старта на активном участке полета РН на обтекатель воздействует максимальный скоростной напор 3600 кг/м², летчик-космонавт испы-



тывает максимальную перегрузку 4,4 g. Ракета выводит ЭПОС весом 7 т на низкую рабочую орбиту высотой 130 км, наклонением 51 градус и периодом обращения около полутора часов. Затем аппарат сбрасывает 200-килограммовую соединительную ферму и начинает получасовые проверки бортовых систем, во время которых наземный ЦУП анализирует поступающую с борта телеметрическую информацию, после чего начинается подготовка маневра по повороту плоскости орбиты – проверяются двигатели ориентации (ГДУ), ЭПОС стабилизируется для выдачи импульса. В начале второго витка, в зоне слежения наземных командных пунктов включается маршевый ЖРД, и через 7 минут, «облегчившись» почти на 2 т, аппарат выходит на новую орбиту наклонением 58 градусов 45 минут. На втором витке продолжают испытания бортовых систем, т.е. идет выполнение программы полета по «мирному освоению космоса», затем начинается подготовка к посадке.

Консоли крыла занимают положение для входа в атмосферу (угол поперечного V 60 градусов), ЭПОС ориентируется двигателями вперед, и над Индийским океаном (примерно на расстоянии около 14000 км до аэродрома посадки) включением аварийных ЖРД (с целью их проверки) выдается тормозной импульс для схода с орбиты. Пилот-космонавт производит слив остатков топлива за борт и ориентирует аппарат под требуемым углом атаки для входа в атмосферу со скоростью $M=25$.

Гиперзвуковое маневрирование в атмосфере при используемом среднем качестве 0,9 (при угле атаки 45 градусов) может обеспечить зону посадок ± 1100 км в любую сторону от плоскости орбиты за счет совершения бокового маневра и до 4000 км в плоскости орбиты. (Максимальное аэродинамическое качество, которым обладает ЭПОС на гиперзвуке, равно $K=1,5$ при скорости $M=6$. В последующих полетах конструкторы надеялись повысить среднее качество ближе к максимальному значению за счет некоторого снижения угла атаки на гиперзвуковом участке (и соответственно, увеличения температуры нагрева ТЗЭ) для увеличения располагаемой величины бокового маневра до ± 1480 км и до 6000 км по дальности в плоскости орбиты).

Прохождение участка максимальных тепловых потоков осуществляется с использованием изменения угла крена в пределах от 0 градусов до 60 градусов, что обеспечивает необходимую продольную и боковую дальность и вывод в заданный район по-



Старт «Союза»

садки. Маневрирование по крену существенно упрощает схему управления и снижает до минимума затраты топлива на газодинамическое управление при спуске. Максимальные перегрузки, испытываемые летчиком на участке спуска, не превышают -1,4 g по оси X (в направлении «грудь-спина») и +1,4 g по оси Y («голова-ноги»). После снижения скорости до $M=10$ происходит программное раскладывание консолей до 45 градусов.

Следующая окончательная раскладка консолей в максимальное положение (угол поперечного V 30 градусов) происходит на скорости $M=2,5$. На расстоянии 60 км до аэродрома запускается ТРД, развивающий тягу 1000 кгс на скорости $M=0,35$, и с высоты 2000 м начинается участок планирования, на котором самолет осуществляет предпосадочное маневрирование со скоростью около 400 км/час, снижаясь с вертикальной скоростью 18 м/сек по траектории с углом наклона 12 градусов.

С высоты 500 м производится заход на посадку. Выпускаемое шасси уменьшает аэродинамическое качество с 4,5 до 4. При посадочном весе 4,5 т самолет выдерживает посадочный угол 14 градусов, касаясь посадочной полосы на скорости 225-250 км/час. Длина пробега еще раскаленного аппарата по грунтовой полосе составляет 1000-1700 м.

В конце полосы самолет уже ждет на почтительном расстоянии (все-таки остатки токсичного топлива!) встречающие, да и самолет только что вернулся из плазменной печи, нужно дать ему время остыть... А может быть, посадочная команда, одетая в костюмы химической защиты, быстро разворачивает наземные средства охлаждения корпуса и вентиляции внутренних отсеков? В любом случае это заканчивается выходом усталого улыбающегося летчика-космонавта (А ведь никто из отряда наших космонавтов так и не стал по настоящему летчиком-космонавтом, реализовав оба этих термина в одном полете... Немногочисленные счастливые, слетавшие в космос на американском шаттле, были там только пассажирами...), поздравлениями и объятиями на N-ском аэродроме в западной части СССР... Этого не было... Но это могло бы быть! Такой полет мог реально состояться в начале 1970-х годов!

Много позднее, уже в наши дни, когда отшумели все эмоции по поводу закрытия программы ВОС «Спираль», один из конструкторов в беседе с автором сказал: «С ГСР это был еще, конечно, вопрос, а вот с орбитальным кораблем – ЭПОСом – вопросов нет, его реально можно было построить, и он бы сейчас летал...» Добавим от себя – только наверно, все-таки с иной теплозащитой.

БОЕВЫЕ ПИЛОТИРУЕМЫЕ ОРБИТАЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ

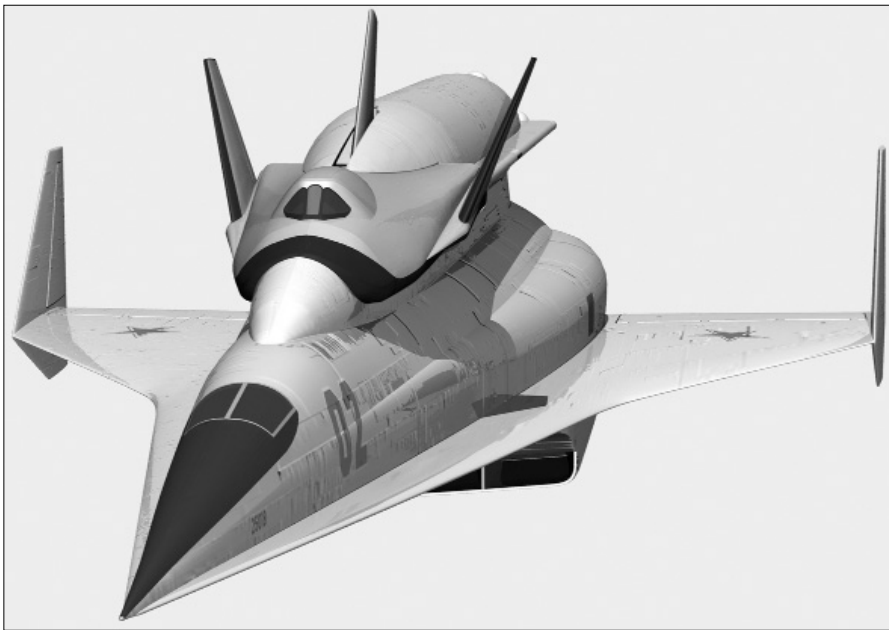
На базе экспериментального орбитального самолета планировалось создать следующие варианты боевого пилотируемого орбитального самолета:

- разведчика для дневной фото- и постоянной всегодной радиолокационной разведки;

- ударного самолета с ракетой «космос-Земля» для уничтожения авианосных соединений противника и малоподвижных площадных целей;

- инспектора-перехватчика космических целей.

Из всех вариантов конструкторы наибольшее внимание уделяли варианту дневного фоторазведчика. Это связано с первоочередными потребностями военного заказчика системы, с одной стороны, и с более легкой модификацией детально проработанного ЭПОСа в фоторазведчик, с другой. Остальные варианты разрабатывались на основании технических требований Минобороны и требовали доработки конструкторской документации по мере уточнения методов боевого применения и дальнейшего продвижения смежных



работ по оборудованию и бортовым системам. В результате проектирования было определено, что боевой орбитальный самолет при одинаковой с экспериментальным самолетом геометрии может иметь закабинный отсек для размещения спецоборудования объемом 2 м³, что полностью удовлетворяет варианты разведчика и перехватчика.

В ударном варианте для размещения ракеты «Космос-Земля» объема закабинного отсека явно не хватало, и дополнительный объем 2 м³ решили получить за счет уменьшения запаса топлива. Ударный самолет и радиолокационный разведчик имеют разворачиваемые на орбите внешние антенны, которые сбрасываются перед сходом с орбиты. Отличительной чертой боевых вариантов является возможность выполнения маневра по изменению плоскости орбиты для

повторного прохода над одной и той же точкой земной поверхности при выполнении боевого задания.

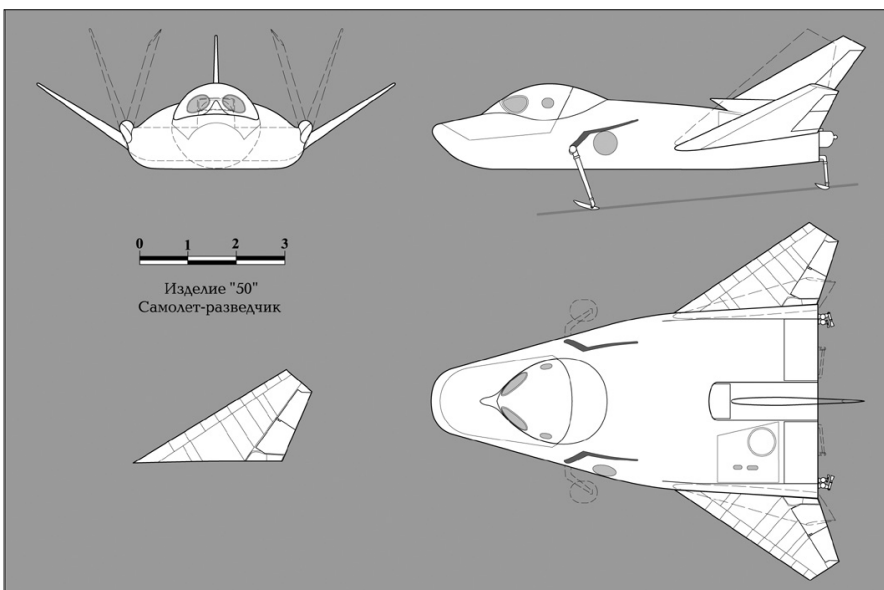
ДНЕВНОЙ ФОТОРАЗВЕДЧИК предназначался для детальной оперативной разведки малогабаритных наземных и подвижных морских предварительно заданных целей. Качественное преимущество орбитального самолета-разведчика как средства дальней разведки и целеуказания морских объектов заключалось в его способности эффективно действовать за пределами досягаемости авиационных разведывательных комплексов, подвергаясь существенно меньшему воздействию со стороны противника. Космический фоторазведчик выгодно отличается от обычных самолетов-разведчиков, имеющих ограниченные радиусы действия и применяемых в условиях наличия

эффективной вражеской системы ПВО. Способность орбитального фоторазведчика изменять маневром плоскость орбиты на 17 градусов создает возможность двукратного прохождения над любой целью, расположенной севернее 10 градусов широты в восточном полушарии и севернее 20 градусов широты в западном полушарии, что повышает вероятность получения информации о цели и ее достоверность.

Размещенная на борту фотоаппаратура обеспечивает разрешение на местности 1,2 м при съемке с орбиты высотой 130±5 км. По другим данным расчетное разрешение на местности должно было быть 0,7 м при съемке с низкой орбиты. Логика работы фотоаппаратуры предполагалась следующая. Поиск цели и визуальные наблюдения за земной поверхностью ведутся летчиком через оптический визир, расположенный в кабине, при этом кратность увеличения визира может плавно изменяться от 3 до 50. Визир оснащен управляемым отражающим зеркалом для отслеживания цели с дистанции до 300 км. Совмещение плоскости оптической оси фотоаппарата и визира с целью ведет летчик вручную. Съемка производится автоматически при совпадении оси визира с целью. Один снимок охватывает размер площади на местности 20x20 км. Дистанция фотографирования вдоль трассы – до 100 км. За один виток летчик должен успеть сфотографировать 3–4 цели.

Вариант фоторазведчика оснащен станциями КВ и УКВ диапазонов для передачи информации на землю. При необходимости повторного прохода над целью по команде летчика СНАУ обеспечивает автоматическое выполнение маневра. Уже на самых начальных стадиях проектирования разработчиками проводились работы по дальнейшему совершенствованию целевых бортовых систем фоторазведчика: для повышения надежности предусматривалась разработка дублированной системы ручного выполнения маневра летчиком по директорным приборам; предусматривалась возможность замены фотоаппарата детальной разведки на фотоаппарат обзорной разведки, велась разработка аппаратуры системы обработки и дешифровки пленки на борту с телевизионной передачей на Землю наиболее важных участков съемки.

РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ РАЗВЕДЧИК предполагался как дальнейшее развитие фоторазведчика. Отличительной чертой радиолокационного разведчика являлось наличие внешней разворачиваемой однора-



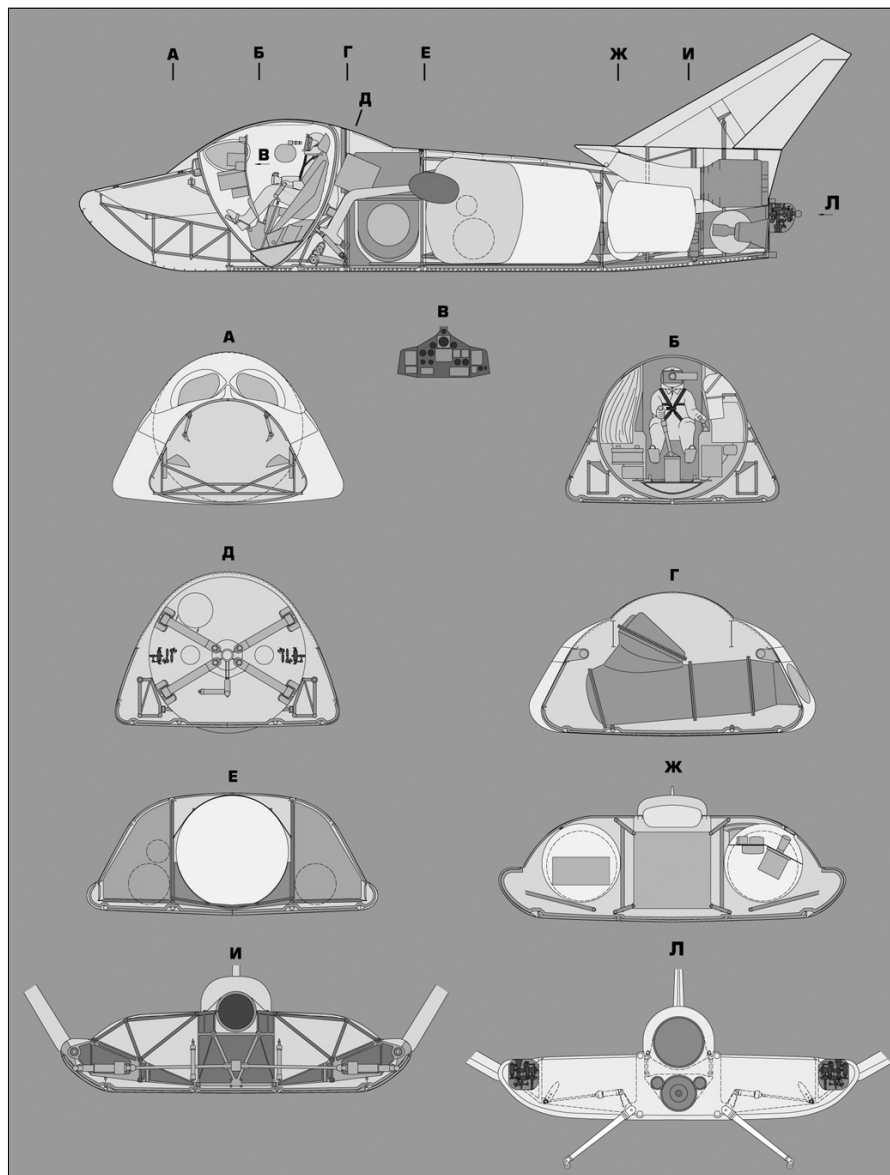


зовой антенны размером 12x1,5 м. Предполагаемая разрешающая способность при этом должна была быть в пределах 20-30 м, что достаточно при разведке авианосных морских соединений и крупных наземных объектов, при ширине полосы обзора по наземным объектам – 25 км, при разведке над морем до 200 км.

До сих пор мы рассматривали прикладные, уже ставшие «традиционными» области использования околоземного космического пространства в военных целях. Но замыслы разработчиков ВОС «Спираль», а главное – наших военных простирались гораздо дальше, поэтому мы ниже переходим к описанию вариантов боевого самолета, предназначенных для ведения активных боевых действий в космосе и из космоса по надводным и наземным целям. В самом деле, обнаружение и сопровождение авианосных ударных групп противника в «особый» период ведется с целью их последующего уничтожения в случае начала боевых действий. Но если мы можем засечь их из космоса, вне зоны действия корабельной ПВО, так почему же не попытаться их из космоса и уничтожить?

Для этого (поражения подвижных морских целей) и предназначался УДАРНЫЙ САМОЛЕТ с ракетой класса «Космос-Земля» на борту. Предполагалось, что пуск ракеты будет производиться из-за горизонта при наличии целеуказания от другого орбитального самолета-разведчика или спутника. Уточненные координаты цели определяются локатором и средствами навигации орбитального самолета. Наведение ракеты по радиоканалу на начальных участках полета позволяло проводить коррекцию с повышением точности наведения ракеты на цель. Ракета со стартовой массой 1700 кг при точности целеуказания ± 90 км обеспечивала поражение морской цели (типа авианосец), движущейся со скоростью до 32 морских узлов, с вероятностью 0,9 (круговое вероятное отклонение боеголовки 250 м).

Количество топлива для маневра на орбите у ударного самолета было меньше на величину веса ракеты с таким расчетом, чтобы суммарный стартовый вес оставался в пределах 8800 кг. Поэтому ударный самолет мог повернуть плоскость орбиты на небольшой угол, что позволяло повторно пролететь над целью, находящейся только в высоких широтах. Орбитальный самолет в ударном варианте сочетал в себе положительные свойства глобальной (орбитальной) ракеты и обычного самолета. Он, как обычный самолет, мог осуществлять прицельный пуск ракеты, обеспечивая тем са-



Компоновка фоторазведчика

мым возможность поражения подвижных (морских) объектов, а также малогабаритных объектов с более высокой точностью по сравнению с глобальной и баллистическими ракетами, и в то же время, он, как и глобальная ракета, осуществлял полет на сравнительно малой высоте, с большей скоростью, чем скорость баллистической ракеты, и мог поражать цели при любой дальности и с любых возможных направлений.

Выскажем еще одно соображение по поводу ударного варианта орбитального самолета. Ударный самолет по сути являлся пилотируемой «глобальной» ракетой. Глобальная ракета, кроме обычных возможностей для поражения целей по баллистическим траекториям, позволяет поражать цель путем торможения головной части в заданный момент времени полета ракеты по круговой орбите ИСЗ.

Теоретической базой для начала работ по глобальным ракетам в СССР в 1961 г. и планов их боевого применения послужили следующие соображения. Головные части баллистических ракет дальнего действия (МБР) длительное время считались неуязвимыми для средств противоракетной обороны (ПРО) противника. Однако, вскоре были разработаны системы, которые, используя сам принцип баллистического полета ракеты (известный закон движения, максимальная высота траектории более 1000 км), давали возможность раннего обнаружения (в первые минуты полета, за 30-40 минут до подрыва БЧ) и точного прогнозирования траектории полета ядерной боевой части (БЧ), указывали координаты намеченной цели, обеспечивали достаточное время для обнаружения БЧ и позволяли вести эффективную борьбу с ними.



Известные способы защиты БЧ (ложные цели, увод корпуса ракеты и др.) в большинстве своем до конца не решают задачу прорыва БЧ к цели. Особенно это было актуально для советских ракет, летящих на США через Северный полюс, т.к. США создали эшелонированную систему обнаружения летящих баллистических ракет NORAD с северного, «ракетоопасного» направления, закрывающую весь североамериканский континент. Как показали исследования, радикальным решением, существенно снижающим эффективность средств ПРО противника в борьбе с БЧ, могло стать создание глобальных ракет, т.е. обеспечение движения ракет не по баллистическим, а по низким орбитальным (глобальным) траекториям ИСЗ при высоте орбиты порядка 150 км с последующим выводом БЧ на цель путем ее торможения в заданной точке траектории ИСЗ, каким и являлась БЧ. Защита БЧ обеспечивалась за счет того, что на низких высотах полета дальность обнаружения БЧ средствами ПРО противника уменьшалась до 500-600 км против 4000-8000 км для баллистических траекторий, а располагаемое время для поражения БЧ сокращалось до 2 мин вместо 12-15 мин.

Другим важным фактором защиты БЧ являлась способность глобальной ракеты атаковать ядерной БЧ с низкой околоземной орбиты наземную цель с любого незащищенного, например, с южного направления. Возможность стрельбы глобальными ракетами в прямом и противоположном направлениях по отношению к цели требовала от противника создания круговых средств ПРО.

В разработке и постановке глобальных ракет на боевое дежурство есть и юридический аспект – дело в

том, что после первых испытательных взрывов в околоземном пространстве в 1963 г. был принят международный договор о неразмещении ядерного оружия в космосе. Но если в полете боевая часть не замыкает свой первый виток вокруг Земли, то юридически она не выходит на орбиту и тем самым договор не нарушается. Незамкнутая орбита БЧ удовлетворяет ситуации, когда «и овцы целы» (видимость «мирного освоения космоса»), «и волки сыты» (остается возможность проведения ЛКИ глобальных ракет в мирное время, соблюдая международные соглашения). Разумеется, в военных условиях количество витков на орбите ИСЗ ядерной БЧ глобальной ракеты определялось бы уже не юридическими ограничениями, а военной целесообразностью.

После развала СССР в отечественной печати стал искажаться смысл и целесообразность создания глобальных ракет. Серьезный анализ (а откуда ему было взяться в условиях тотальной секретности?) подменяется поверхностными выводами. Например, в последнее время часто высказывается мысль, что занимаясь разработкой глобальных ракет, СССР, не считаясь ни с какими затратами, «свихнувшись на ракетной гонке», создавал безумно дорогую, но совершенно неэффективную систему. Вот что пишет А.Железняков в своей книге «Взлетая, падала ракета...»:

«...Был еще один отрицательный фактор, который, в конце концов, остановил работы над ударными космическими системами в США. Это их высокая стоимость. Когда американские политики подсчитали, что система обойдется в десятки раз дороже

аналогичной по возможностям системы баллистических ракет, за океаном об этой идее просто-напросто забыли. Иначе обстояло дело в СССР. В конце 1950-х – начале 1960-х годов ракетное оружие было в фаворе у советского руководства, поэтому зеленый свет получала практически любая ракетно-космическая программа, какой бы дорогой, а часто абсурдной, она не была. Так было и в этом случае».

Ответим сразу – нет, не любая дорогая ракетно-космическая программа, даже необходимая для обороноспособности страны, принималась к исполнению. Достаточно вспомнить ответ Н.С.Хрущева на предложение В.Челомея разместить РН УР-500 («Протон») с моноблочной термоядерной БЧ мощностью 30 Мт в шахте с автоматической револьверной или линейной перезарядкой шестью (!) ракетами: «Или ваша шахта, или коммунизм!»

Другими словами, не на любую программу легко выделялись деньги.

Возвращаясь к глобальным ракетам, отметим, что дело, конечно, было не в стоимости программы – при сравнительной оценке сложных технических (в т.ч. военных) систем определяющим является критерий «стоимость-эффективность». Ну и, конечно, методика определения этого критерия. Другими словами, всегда является предпочтительней та система оружия, которая при одинаковых затратах (стоимости) нанесет противнику больший ущерб либо при одинаковом наносимом ущербе будет стоить дешевле. И вот здесь материалы аванпроекта «Спираль» неопровержимо показывают эффективность глобальных ракет и ударного варианта орбитального самолета (естественно, в том виде, в той обстановке и в то время) по сравнению с обычными межконтинентальными баллистическими ракетами.

Логика рассуждений разработчиков «Спираль» была следующей. Основным средством нанесения удара по стратегическим объектам противника являются межконтинентальные баллистические ракеты (МБР), способные донести боевой заряд до любой точки земной поверхности; массированное применение каких-либо других средств для решения стратегических задач нецелесообразно. Как правило, гарантированное уничтожение цели характеризуется определенной (заданной) вероятностью ее поражения ракетой (величиной ущерба).

Но с развитием системы ПРО противника будет увеличиваться эффективность перехвата одиночной ракеты, поэтому для нанесения цели



ущерба «не ниже заданного» (неизменности числа ракет, успешно преодолевших ПРО) будет расти общее число запускаемых ракет (потребно-го наряда МБР).

Очевидно, что применение баллистических ракет по одиночным мало-размерным подвижным и высоко-прочным целям с ростом эффективности ПРО становится нецелесообразным. Наиболее резуль-тативный способ снижения эффектив-ности объектовой ПРО противника является уменьшение промежутка времени с момента обнаружения подлетающей БЧ по поражения цели. Проще всего это сделать за счет при-менения орбитальных аппаратов, ле-тящих на высотах 100-150 км, в этом случае системе ПРО может просто не хватить времени на перехват ата-кующей БЧ из-за малой дальности обнаружения.

В самом деле, максимальное воз-можное время слежения наземной радиолокационной станцией при движении цели на постоянной высоте от линии горизонта до зенита не пре-вышает 2,5-3 мин при высоте полета цели 100-150 км, как и для обычных самолетов, летящих на высоте 40-50 м. Анализ показывает, что вероят-ность перехвата одиночной баллис-тической ракеты реальной системой

ПРО противника, вооруженной ра-кетами «Найк-Зевс» 1960-х годов, со-ставляет величину, близкую к 0,5-0,87.

В этих же условиях, вследствие уменьшения располагаемого време-ни, вероятность перехвата глобаль-ной ракеты, имеющей такую же высо-ту полета, как и орбитальный самолет, не превышает величину 0,05-0,3. Нетрудно видеть, что для га-рантированного уничтожения цели (вероятность выполнения задания 0,9), защищенной ПРО на основе зе-нитных ракет «Найк-Зевс», необходи-мо около 12 МБР или 4 глобальные ракеты. Другими словами, при близ-кой стоимости МБР и глобальной ра-кеты стоимость уничтожения цели с помощью последней будет в 3 раза дешевле! Даже если глобальная ра-кета будет в два раза дороже МБР, то мы все равно будем иметь 30 %-ую экономию средств!

Но, в отличие от глобальных ракет, пилотируемый орбитальный самолет, располагая бортовыми средствами информации о действиях противника, может выполнить противоперехват-ный маневр, выпустить ложные цели и включить активные радиолокацион-ные помехи в оптимальные моменты времени. Указанная особенность ор-битального самолета может приве-сти к дальнейшему снижению эффек-тивности ПРО противника даже по сравнению с перехватом глобальных ракет.

Отсюда разработчики «Спирали» делали вывод: ударный орбитальный самолет может оказаться очень эф-фективным средством поражения це-лей на поверхности Земли. Более то-го, его эффективность по сравнению с баллистическими ракетами будет возрастать по мере развития систе-мы ПРО. С позиций сегодняшнего дня можно заключить, что дальней-ший ход развития противостояния глобальных (орбитальных) ракет СССР и систем ПРО США подтвер-дил правоту конструкторов «Спира-ли». В 1972 году между СССР и США был подписан договор по ограниче-нию систем ПРО. Согласно условиям договора, сторонам запрещалось создание (испытания) и развертыва-ние систем ПРО территории страны и разрешалось развертывание толь-ко по одному комплексу ПРО для за-щиты одного любого объекта (на вы-бор) каждой из сторон.

СССР в первой половине 1970-х годов защитил противоракетной обороной Москву, а США разверну-ли объектовую систему ПРО вокруг базы МБР «Гранд Форкс».

25 августа 1969 года на Байконуре заступил на боевое дежурство (офи-циальное принятие на вооружение

19 ноября 1969 г.) единственный ра-кетный полк с комплексом орбиталь-ной ракеты «Р-36-Орб» (зарубежное обозначение SS-9 Mod 3/Scarp). 18 ракет (8К69) шахтного базирования, оснащенных боеголовками системы «частично-орбитального бомбоме-тания», простояли на боевом дежур-стве до 1983 года, когда они были уничтожены в соответствии с положе-ниями советско-американского дого-вора об ограничении стратегических вооружений (ОСВ-2).

После распада СССР и коренного изменения геополитической обста-новки в мире США в 2001 году в од-ностороннем порядке вышли из дого-вора по ПРО и в августе 2004 года начали развертывание на Аляске но-вых комплексов ПРО территории страны от атаки одиночных МБР. У России остались доставшиеся в на-следство от СССР московский ком-плекс объектовой ПРО и сильно по-редевшая (пять из восьми дальних радиолокационных станций на «ра-кетноопасных» направлениях оста-лась на территории стран СНГ и Бал-тии) система оповещения о ракетном нападении и облетавшая космичес-кая спутниковая группировка разве-дывательных спутников.

Что дальше? В США полным ходом ведутся работы по созданию косми-ческих ударных систем (выполняющих в том числе и функции космического эшелона ПРО), а Россия может себе позволить (в ответ на американский выход из договора по ПРО) выйти из договора СНВ-2, продлевая ресурс стоящих на вооружении тяжелых ра-кет «Воевода» (РС-20В, по классифи-кации НАТО – SS-18 Satan), постро-енных в 1980-е годы на производственном объединении «Южмаш» и несущих до 10 боеголо-вок индивидуального наведения мощностью до 150 килотонн каждая; да ограниченные работы по совер-шенствованию советских мобильных МБР «Тополь» (SS-25) и шахтных «То-поль-М» (SS-27) и разработку новых зенитных ракетных комплексов С-400 «Триумф», способных выполнять функцию объектовых средств ПРО.

Ударных космических средств в России не предвидится – слабость экономики и, как следствие, смена военной доктрины сделали свое де-ло... Хочется заметить, что авторы не являются апологетами военного про-тивостояния России и США, а только обращают внимание читателя на на-рушение краеугольного баланса стратегических сил. Согласитесь, что в наше беспокойное время жить в ус-ловиях паритета все-таки как-то спо-койнее...

Продолжение следует

