

ОРБИТАЛЬНЫЕ САМОЛЁТЫ СИСТЕМЫ «СПИРАЛЬ»



В.П.Лукашевич
В.А.Труфакин
С.А.Микоян

Суборбитальный пилотируемый самолёт-аналог («50-11»)

Для отработок посадки, бортсистем, аэродинамики, газодинамического управления и всех систем управления, а также для тренировки лётного состава предполагалась разработка точного аналога ОС. Такой аналог, сбрасываемый с самолёта-носителя Ту-95КМ, с помощью своих двигателей должен был продолжить полёт и позволить отработать условия посадки и полётов до $M=6-8$ и $H=50.000-120.000$ м. Скорость полёта в верхних слоях атмосферы у аналога была в несколько раз меньше орбитальной, и с учётом щадящих температурных условий, его планировали строить из «обычных» конструкционных материалов (стальных, титановых и алюминиевых сплавов).

По проекту аналог оснащали силовой установкой из двух серийных ЖРД разработки ОКБ-117 тягой по 11,75 тс каждый (по другим данным - 13 тс), расходом топлива 81,8 кг/с, удельным импульсом 319 с, и одного ТРД ЗБ-35 ОКБ-36 со стендовой тягой 2500 кгс. ЖРД располагались с углом полуразвала $11^{\circ}40'$ в горизонтальной плоскости, чтобы векторы их тяги проходили через центр масс аппарата. Использование освоенных в производстве агрегатов значительно снижало стоимость и сроки отработки экспериментального ОС. В дальнейшем планировали установить на аналог разработанные в ОКБ-2 МАП ускорители и довести его скорость до $M=12-13$, а также ряд штатных систем экспериментального пилотируемого ОС (ЭПОС).

Схема подвески аналога под самолёт-носителем соответствовала принятой на вооружение крылатой ракете Х-20, поэтому доработки Ту-95КМ не требовалась.

Профиль полёта выглядел следующим образом. После взлёта самолёт-носитель Ту-95 в течение часа поднимет аналог на высоту 11.000-12.000 м, где на скорости 830 км/ч его сбросит. Угол установки V подвижных консолей крыла в начале полёта составит $20-35^{\circ}$ (соответственно, $70-55^{\circ}$ от горизон-

тальной плоскости). На маршевых ЖРД (запас топлива 7,15 т) аналог через 81 с разгонится до скорости 8000 км/ч. Активный участок разгона закончится на высоте 48.000-50.000 м. К этому времени два ЖРД сожгут 6625 кг топлива.

В ходе дальнейшего полёта по инерции аналог достигал максимальной высоты 120.000 м и скорости 6800 км/ч ($M=7,5$). В восходящей точке траектории аппарат мог маневрировать с помощью двух ЖРД суммарной тягой 1,5 тс и двигателей ориентации (системы газодинамического управления). Вход в атмосферу происходил бы на скорости 7250 км/ч, максимальная перегрузка на этапе спуска достигала 5,3 g. Максимальное качество аппарата на гиперзвуковых скоростях - 1,4, балансировочное - 1,0. В наиболее теплонапряжённых местах обшивка успевала бы нагреться до 890°C .

Размерности самолёта-аналога «50-11»

Корпус	
Длина, м	8
Размах по заднему торцу, м	4
Радиус носка корпуса, м	1,50
Площадь плановой проекции, м ²	24
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 элевон, м ²	1,15
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	1,72

По возвращении в плотные слои атмосферы (при уменьшении скорости полёта до $M=2,5$) консоли крыла раскрылись бы в положение 60° . В диапазоне высот 5000-10.000 м включился ТРД тягой 2,5 тс, который при запасе топлива 300 кг обеспечил бы дальность полёта аналогу до 90 км при крейсерской скорости 400 км/ч на высоте 500-2000 м. Имея максимальное дозвуковое качество 4,5, аналог перешёл бы на крейсерский режим полёта с углом наклона траектории планирования 12° и вертикальной скоростью 18 м/с. Посадочная скорость составила бы 250 км/ч. При массе аппарата 4,4 т длина пробега - 1000-1100 м.

Программа создания суборбитального пилотируемого аналога «50-11» так и не была реализована в полном объёме. Но конструкторские решения по сбросу с самолёта-носителя Ту-95КМ были востребованы при постройке и испытаниях дозвукового аналога «105.11».

Экспериментальный одноместный пилотируемый ОС («50»)

Наиболее проработанным конструктора в аванпроекте был экспериментальный пилотируемый ОС - ЭПОС, выводимый в космос РН «Союз». Г.Е.Лозино-Лозинский обоснованно полагал, что если ЭПОС начнёт летать в космос, то программе боевых ОС быть, независимо от судьбы и темпов разработки ГСР и ракетного ускорителя.

Проектно-конструкторскую документацию по ОС 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.Верёвкин («горячая» конструкция крыла);
- З.Е.Берсудский (теплопрочные расчёты);
- Ю.В.Бакшт (четырёхстоечное лыжное шасси).

ЭПОС предназначался для натурной отработки аэродинамической компоновки, кон-

струкции и всех бортовых систем, которые в дальнейшем планировали применять в боевых ОС, а также средств и методик боевого применения. ЭПОС, фактически, стал опытным образцом боевого ОС.

Имея отсек для телеметрической и контрольно-записывающей аппаратуры объёмом 2 м³, он легко модифицировался в дневной фоторазведчик путём замены оборудования лётно-конструкторских испытаний спецоборудованием для фоторазведки.

ЭПОС был оснащён комбинированной двигательной установкой из:

- ЖРД орбитального маневрирования тягой 1500 кгс (удельный импульс - 320 с, расход топлива - 4,7 кг/с) для манёвра по изменению плоскости орбиты и выдачи тормозного импульса для схода с орбиты. Топливная система двигателя состояла из двух баков - горючего и окислителя. Рабочее давление в вытеснительной системе подачи компонентов топлива в ЖРД создавал сжатый гелий;

- двух аварийных ЖРД (для выдачи дублирующего тормозного импульса) тягой в пустоте по 16 кгс каждый, работавших от топливной системы основного ЖРД. При наличии остатков топлива в баках после выдачи тормозного импульса лётчик должен был слить его за борт с использованием вытеснительной системы;

- блока ЖРД для газодинамического управления ориентацией ОС на орбите и при спуске (они «помогали» управляющим аэродинамическим поверхностям до достижения скорости M=3) из 6 двигателей грубой ориентации (тягой по 16 кгс каждый) и 10 двигателей точной стабилизации (тягой 1 кгс каждый). Блок управляющих двигателей имел автономную вытеснительную топливную систему. При отказе ЖРД точной стабилизации их дублировали двигатели грубой ориентации;

- ТРД со стендовой тягой 2000 кгс и удельным расходом топлива 1,38 кг/кг-ч для полёта на дозвуке и посадки. Он был развитием подъёмного двигателя 36-35, выпускаемого в ОКБ-36 для корабельных СВВП Як-38. Его выбрали из-за малой удельной массы в 0,04 кг/кгс вместо 0,2 у лучших маршевых ТРД и малого удельного расхода топлива (керосин РТ, Т-1 или Т-6). Топливная система состояла из двух баков с наддувом гелием. В основании киля располагался регулируемый воздухозаборник ковшового типа. Система управления ТРД обеспечивала диапазон плавного регулирования тяги от «малого газа» до «максимала».

Размерности ЭПОС

Корпус	
Длина, м	8
Размах по заднему торцу, м	4
Радиус носка корпуса, м	1,5
Площадь плановой проекции, м ²	24,0
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 ЭПОС состояло из:

- источников электроэнергии - двух серебряно-цинковых аккумуляторных батарей. В документах подчеркивалось, что «разработанная система электроснабжения наиболее выгодна в весовом отношении, по сравнению с турбогенераторной системой или системой с топливными элементами, и обладает вероятностью безотказной работы, равной 0,999. Путём использования нового метода их подготовки серебряно-цинковые аккумуляторы позволяли без регулирующих устройств и снижения надёжности поддерживать напряжение в пределах $\pm 5\%$, что с другими источниками питания невозможно»;

- системы навигации и управления;
- системы жизнеобеспечения лётчика;
- системы аварийного спасения лётчика в случае катапультирования;
- системы термостатирования отсеков оборудования и кабины;
- системы радиосвязи с КВ- и УКВ-радиостанциями и внешними антенно-фидерными устройствами;
- радиотелеметрической системы измерений на базе станции РТС-9 с магнитными накопителями, регистрирующей на борту 350 параметров;
- электрической трёхпозиционной системы управления крылом;
- системы индикации необходимых параметров на приборной доске и пультах каби-

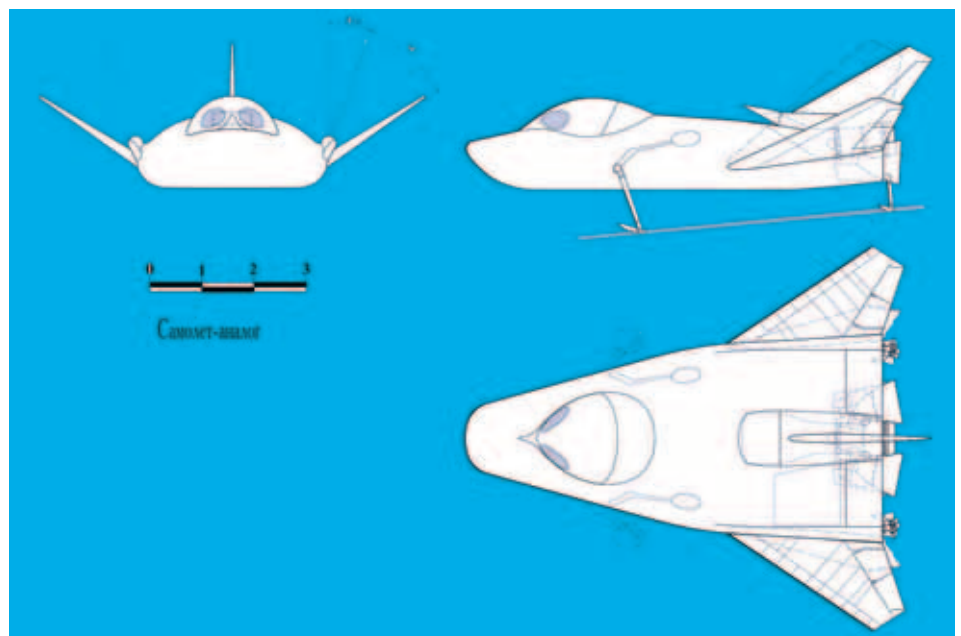
ны, включая указатели исполнения программ, аварийного момента торможения, скорости, угловых скоростей, высоты, перегрузок, положения шасси и крыльев; индикаторы - навигационный, простреленного положения; дублёр авигоризонта; счётчик дальности; часы; блок введения программ; вольт-амперметр; комплексное табло сигнализаторов состояния бортовых систем; приборы контроля ТРД, ЖРД и двигателей газодинамической системы управления;

- пульт управления аварийным сливом топлива ЖРД.

Системы индикации, контроля и управления обеспечивали возможность выполнения лётчиком астро- и радиокоррекции навигационной системы, ручной ориентации и стабилизации ЭПОС в орбитальном полёте, контроля работы всех систем, ручного (директорного) управления на этапе привода и посадки. Интерьер кабины ОС позволял снизить утомляемость лётчика и обеспечить удобную стыковку средств индикации с различными системами ОС.

Для аварийного спасения пилота на любом участке полёта в конструкции ОС предусматривалась отделяемая кабина-капсула фарообразной формы с пороховыми двигателями для отстрела от ОС на всех этапах его движения. Капсула со всеми средствами спасения и жизнеобеспечения лётчика была разработана ОКБ-918 по техническому заданию ОКБ-155.

Катапультировалась капсула «вперёд-вверх», что позволяло спасти пилота не только во время полёта на ГСР, но и на участке выведения с помощью РН «Союз». Для этого на ракете применили специально профилированный головной обтекатель с открытым проёмом для выхода капсулы. В процессе катапультирования сначала на ОС распахивались в разные стороны верхние панели обшивки перед кабиной, освобождала выходной проём. Затем кабина начинала движение за счёт механического толкателя по рельсовым направляющим (длиной 30 см), являвшимся



частью силовой фермы ОС. Створки сбрасывались и включались пороховые двигатели, вводящие капсулу от ОС.

Капсула была снабжена управляющими двигателями для входа в плотные слои атмосферы, радиомаяком, аккумулятором и аварийным блоком навигации. После выдачи тормозного импульса, корпуса отработавших пороховых двигателей вместе с блоком навигации отделялись от капсулы. Приземление осуществлялось с помощью парашюта со скоростью 8 м/с. При ударе о землю энергия поглощалась за счёт остаточной деформации специальной конструкции угла капсулы, заполненного сминаемыми материалами. Перегрузки, действующие на лётчика, не превышали физиологических норм.

Система жизнеобеспечения состояла из скафандра и системы терморегулирования кабины. Первый обеспечивал регенерацию, очистку и осушку воздуха, кислородную подпитку и отвод излишков тепла. Система терморегулирования кабины обеспечивала нормальные внутренние температурные условия. В гермокабине при открытом шлеме скафандра нормальные жизненные условия лётчику создавала совместная работа системы скафандра и системы терморегулирования кабины. В ней поддерживалось атмосферное давление 760 мм рт. ст. В случае разгерметизации кабины, минимально необходимые жизненные условия лётчику создавали системы скафандра. В этом случае выполнение полётного задания необходимо было прервать по завершении текущего витка.

Обзор из кабины обеспечивали два теплостойких двойных стекла площадью по 24 дм². Они обеспечивали видимость при спуске и посадке до угла атаки 18° включительно. Масса отделяемой полностью снаряжённой кабины с оборудованием, системой жизнеобеспечения, системой спасения и пилотом составлял 930 кг, масса капсулы-кабины при автономном приземлении - 705 кг.

В заключении ЛИИ имени М.Громова по аванпроекту особо отмечались достоинства системы аварийного спасения:

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

Системы навигации, автоматического и ручного управления ОС позволяли осуществлять все необходимые в полёте операции:

- строить и удерживать точную ориентацию аппарата на орбите, необходимую при выполнении целевых задач, маневрировании для изменения плоскости орбиты и при выдаче тормозного импульса для спуска с орбиты;
- управлять траекторией ОС при спуске в атмосфере и при заходе на посадку (выведение ОС на направление ВПП);
- выполнять ручную посадку на заданный аэродром ночью и в СМУ.

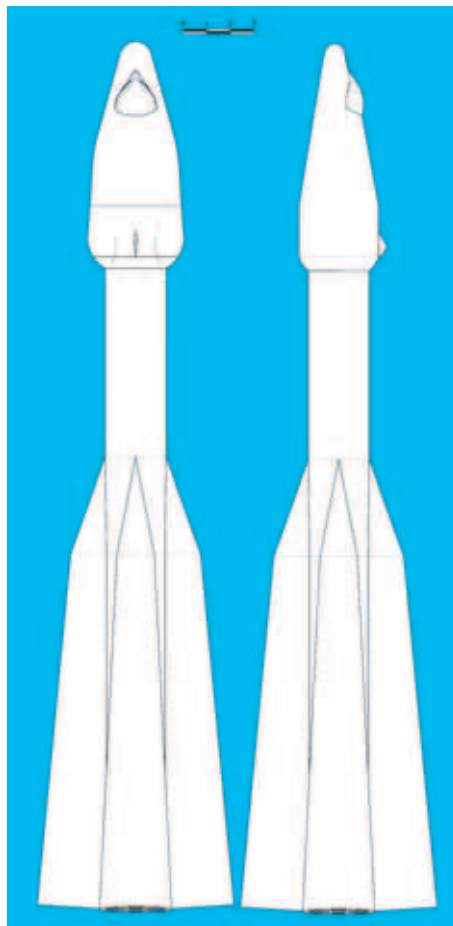
Система навигации и автоматического уп-

равления (СНАУ) состояла из автономной астроинерциальной системы навигации, БЦВМ, ЖРД газодинамического управления, астрокорректора, оптического визира и радиоверткаля-высотомера. Единая БЦВМ предназначалась для сбора и обработки информации бортовых и наземных средств и определения данных для систем автоматического и ручного (директорного) управления.

Следует отметить, что при проектировании ОС впервые в практике отечественной авиации создавалась интегрированная система навигации и управления, причём в варианте ОС-разведчика интеграция охватывала и целевое оборудование.

Точность ориентации самолёта при выполнении ответственных операций (фотографирование, астрокоррекция и маневрирование на орбите) обеспечивалась в пределах 0°15' по трём осям с её удержанием в пределах угловых скоростей до 1,5° в секунду. При ведении фоторазведки СНАУ поддерживала пространственную ориентацию с точностью до ±5', с остаточными угловыми перемещениями не более ±0,5' в секунду по трём осям. Во всех остальных случаях обеспечивалась точность орбитальной ориентации с ошибкой не более 1° по всем осям.

Алгоритм управления СНАУ на участке схода с орбиты был основан на методе пространственного управления траекторией при снижении в атмосфере посредством изменения угла крена при неизменном (балансирующем) угле атаки. К моменту написания аванпроекта «Спираль», такой алгоритм управления на участке спуска в атмосфере



уже предложили для спускаемых аппаратов КК «Союз» (изделие 7К-ОК) и американских Apollo, имевших малое аэродинамическое качество ($K < 1$). Но для крылатых КК 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 был принят в качестве штатного для всех крылатых спускаемых аппаратов и КК (БОР-4, БОР-5, «Буран» и Space Shuttle).

При проектировании СНАУ для «Спираль» впервые сформулировали принципы построения радиотехнической микроволновой системы посадки. В ОКБ А.И.Микояна и в Московском институте электромеханики и автоматики создали первые полунатурные стенды отработки СНАУ на дозвуковых участках полёта ОС. Необходимые параметры снижения СНАУ ОС должна была получать с помощью законов программного управления или с помощью закона с прогнозируемой траекторией, определяемой по текущим параметрам движения. Анализ показал, что в обоих случаях достигается необходимая динамическая точность. Предельные значения разбросов точек вывода к моменту коррекции бортовой СНАУ не превышали 80-100 км.

Для гарантированного вывода самолёта на ВПП заданного аэродрома в СМУ предусматривалась радиокоррекция координат ОС после его выхода из плазмы на высоте 50.000-55.000 м (М=11-12) с помощью бортовой аппаратуры «Ромб-50» и БЦВМ, использующей информацию штатных аэродромных радиомаяков и перспективных (речь идёт о 1966 г.) радиотехнических средств «Свод» и «Дорога». Это позволяло компенсировать инструментальные ошибки системы навигации до подхода к аэродрому, вывести ОС на ВПП 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 «Катет-С».

В качестве антенн средств радиосвязи на ОС предусматривалась установка:

- для УКВ-диапазона в верхней части фюзеляжа на гаргроте - широкополосный четвертьволновый заземлённый вибратор;
- для КВ-диапазона - шлейф, проходящий по передней кромке киля и размещённый в жёсткой диэлектрической вставке.

В заключении ЛИИ имени М.Громова по аванпроекту отмечалось, что выбранная схема антенных устройств, хотя и выполняет возложенные задачи, но не оптимальна по следующим соображениям:

1. Применение четвертьволнового ступающего вибратора требует усиления конструкции в месте установки антенн и весьма тяжёлой конструкции самой антенны. Кроме того, она может обгореть при входе в атмосферу.

2. Предлагаемую схему антенны КВ-диапазона можно принять при условии применения теплостойкого высококачественного

диэлектрика со стабильными характеристиками во всём диапазоне эксплуатационных температур, давлений и пр. Поскольку это затруднительно, в схеме КВ-антенны необходимо предусмотреть автоматическое согласующее устройство.

3. Для телеметрической станции РТС-9 также предлагают антенны, выступающие на верхних боковых частях фюзеляжа. Они обладают недостатками п.1 и могут быть применены при помещении их под защитные колпаки.

4. В качестве антенн для ответчиков внешнетраекторных измерений целесообразно использовать щелевые в виде полых резонаторов, не выступающие за контуры самолёта. Рекомендуется выбрать места размещения всех антенн с учётом требуемых поляризационных характеристик и возможных угловых положений самолёта. Целесообразно рассмотреть возможность применения убираемых антенн дм-диапазона.

Стыковку ЭПОСА с ракетой 11А511 прорабатывали совместно с ОКБ-1 МОМ и его Куйбышевским филиалом. Был проведён расчёт динамики вывода ОС на орбиту и определены выводимая масса (6800 кг) и возможная высота орбиты (до 15 км). Для уменьшения возмущающих аэродинамических моментов, действующих на ракету, ОС при выводе на орбиту должен быть оснащён коническим обтекателем, сбрасываемым по отделении первой ступени РН. В этом случае существенных доработок по прочности и системе управления ракетой не требовалось.

В первых полётах ЭПОС должен был проверить принципиальную осуществимость газодинамического манёвра по изменению плоскости орбиты. Это должно было стать штатным элементом программы полёта боевых ОС в ударном и разведывательном вариантах для повторного прохода над целью. Располагаемый запас топлива для выполнения манёвра составлял 2000 кг. Его хватало на 7 мин. работы маршевого ЖРД и на поворот плоскости орбиты только на 8°. Тем не менее, успех этой операции на ЭПОС давал уверенность в возможности поворота плоскости орбиты на боевых ОС на большие (требуемые) углы.

Несостоявшийся полёт

Первый испытательный орбитальный полёт должен был выглядеть следующим образом. После проверки бортовых систем ЭПОС в монтажно-испытательном корпусе на площадке №2 Байконура заправляли высококипящими компонентами топлива. Затем стыковали с РН «Союз». Консоли крыла складывали в стартовое положение («шалашиком на спине»). После накатки головного обтекателя РН с КА общей высотой около 37 м (из которых 10 м - находящийся под обтекателем ЭПОС и силовая ферма крепления к РН) вывозили на старт, где проводили заключительные операции (комплексные проверки, заправка РН, посадка пилота-космонавта в аппарат и пр.).

Запуск осуществлялся ранним утром (с 6.00 до 9.00 московского времени) в течение двух-трёх-часового стартового окна для

обеспечения посадки на выбранные аэродромы СССР в светлое время суток.

На активном участке полёта РН на обтекатель воздействует максимальный скоростной напор 3600 кг/м². Лётчик-космонавт испытывает максимальную перегрузку 4,4 g.

Ракета выводит ЭПОС массой 7 т на низкую рабочую орбиту высотой 130 км, наклоном 51° и периодом обращения около 1,5 ч. Затем ЭПОС сбрасывает 200-кг соединительную ферму и начинает получасовые проверки бортовых систем, во время которых наземный ЦУП анализирует поступающую с борта телеметрическую информацию. После этого начинается подготовка манёвра по повороту плоскости орбиты - проверяются двигатели ориентации. ЭПОС стабилизируется для выдачи импульса.

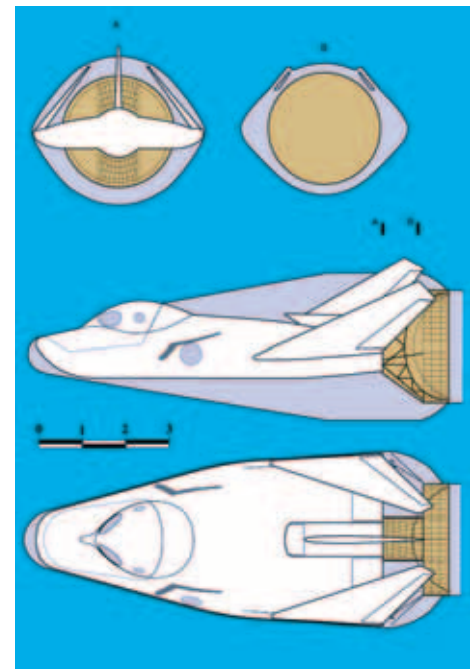
В начале второго витка, в зоне слежения наземных КП включается маршевый ЖРД и через 7 мин, «облегчившись» почти на 2 т, аппарат выходит на новую орбиту наклоном 58°45'. На втором витке продолжают испытания бортовых систем, то есть, программа полёта по «мирному освоению космоса».

Затем начинается подготовка к посадке. Консоли крыла занимают положение для входа в атмосферу (угол поперечного V - 60°). ЭПОС ориентируется двигателями вперёд и над Индийским океаном (в точке с координатами 20° ю.ш., 50° в.д.) на расстоянии порядка 14.000 км до аэродрома посадки включением аварийных ЖРД (с целью их проверки) выдаётся тормозной импульс для схода с орбиты. Производится слив остатков топлива и аппарат ориентируется под требуемым углом атаки для входа в атмосферу со скоростью M=25.

Гиперзвуковое маневрирование в атмосфере при угле атаки 45° может обеспечить зону посадок ±1100 км в любую сторону от плоскости орбиты за счёт совершения бокового манёвра 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 полётах конструкторы надеялись повысить среднее качество за счёт снижения угла атаки на гиперзвуковом участке для увеличения располагаемой величины бокового манёвра до ±1480 км и до 6000 км - в плоскости орбиты.

Участок максимальных тепловых потоков преодолевался изменением угла крена в пределах от 0° до 60°, что обеспечило бы необходимую продольную и боковую дальность при выводе в заданный район посадки.


Максимальные перегрузки, испытываемые лётчиком на участке спуска, не превышали -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°. Следующая окончательная раскладка консолей в максимальное положение (угол поперечного V - 30°) - на скорости M=2,5.

На расстоянии 60 км до аэродрома запускается ТРД, развивающий тягу 1000 кгс на скорости M=0,35. С высоты 2000 м начинается участок планирования, на котором ЭПОС выполняет предпосадочное маневрирование (с максимальной перегрузкой на вираже $\mu=1,5 g$) со скоростью около 400 км/ч, снижаясь с вертикальной скоростью 18 м/с по траектории с углом наклона 12°.

С высоты 500 м производится заход на посадку. Выпускаемое шасси уменьшает аэродинамическое качество с 4,5 до 4. При посадочной массе 4,5 т ЭПОС выдерживает посадочный угол 14°, касаясь ВПП на скорости 225-250 км/ч. Длина пробега ещё раскалённого аппарата по ВПП составляет 1000-1700 м.

Такой полёт реально мог состояться в начале 70-х годов. 

(Продолжение следует)

