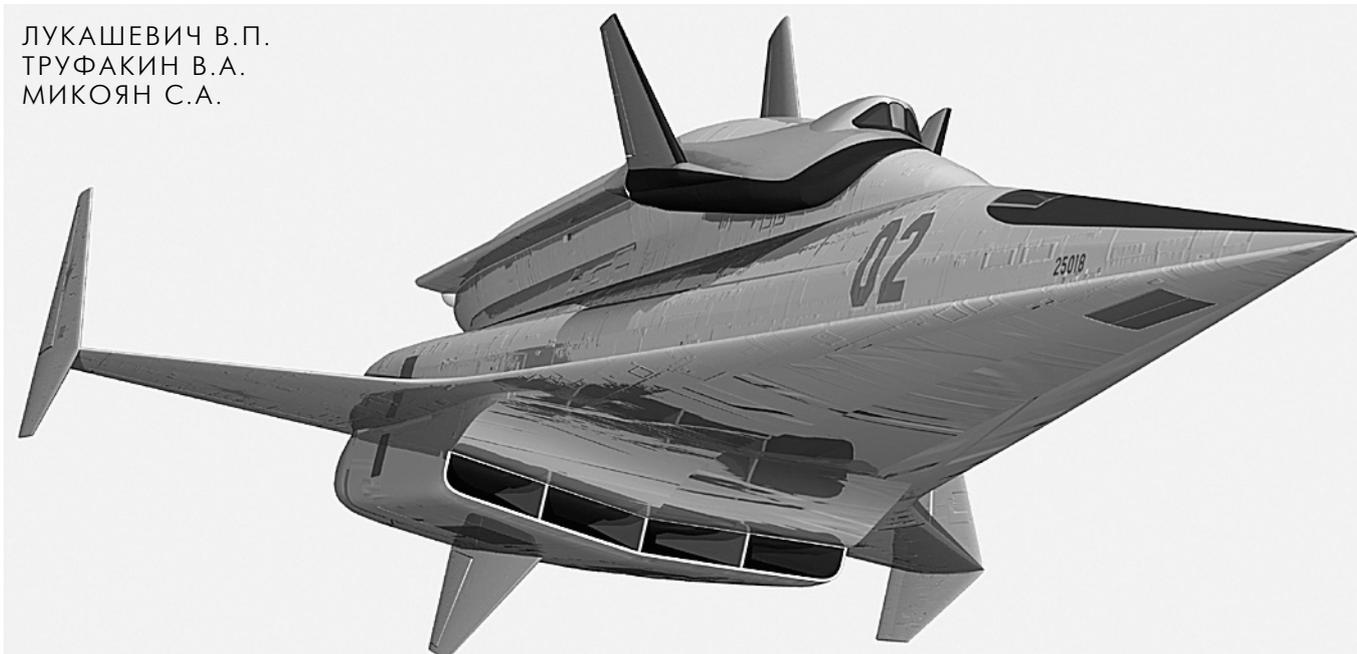


# Воздушно-орбитальная система «СПИРАЛЬ»

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



Когда знакомишься с материалами по проекту «Спираль», невольно ловишь себя на мысли, что, если не обращать внимания на пожелтевшие машинописные страницы и несколько устаревшую терминологию, перед тобой не документы сорокалетней давности, а конструкторская документация сегодняшнего дня

Часть 1

## ВОЗДУШНО-ОРБИТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ (ВОС) «СПИРАЛЬ»

В соответствии с тематическим планом ВВС по орбитальным и гиперзвуковым самолетам, практические работы по крылатой космонавтике в нашей стране в 1965 г. были поручены ОКБ-155 А.И.Микояна. Эти работы возглавил 55-летний главный конструктор ОКБ Глеб Евгеньевич Лозино-Лозинский.

Спустя годы Г.Е.Лозино-Лозинский вспоминал: «...в 65-м году, не помню уж в каком месяце, меня пригласил к себе Артем Иванович Микоян и сказал, что нашему КБ поручено создать многоразовый самолет, который выводился бы в космос, стартуя с самолета-разгонника.

– Думаю назначить тебя главным конструктором, – сказал Микоян, – ну как, возьмешься за такую работу? Разумеется, я не мог отказаться...»

Принимая предложение генерального, Лозино-Лозинский, уже будучи лауреатом Государственной и Ленинской премий, занимал должность всего лишь заместителя главного конструктора (с 12 апреля 1957 г.). Главным конструктором согласно Приказа МАП Лозино-Лозинский

стал только 15 июня 1966 г., за две недели до подписания аванпроекта ВОС, но уже через месяц, 2 августа, его назначили главным конструктором II степени. Тема по созданию двухступенчатого воздушно-орбитального самолета (в современной терминологии – авиационно-космической системы – АКС) получила наименование «Спираль».

Интересна оценка проекта «Спираль», данная Иваном Силаевым, бывшим премьер-министром СССР, с 1981 по 1985 г. занимавшим пост министра авиационной промышленности: «О «Спирали» я узнал в 1974 г., после того, как был назначен заместителем министра авиапромышленности по истребительной авиации. Это было в разгар «холодной войны». В Америке уже вынашивалась идея переноса гонки вооружений в космос, и перед нами вставала проблема: как воевать в космосе? Меня поразили глубина, сложность и дерзость замысла Лозино-Лозинского. Вообще-то говоря, если есть достаточный запас энергии, то выйти в космос не проблема – с такой задачей могли справиться и ракеты. Но ведь ОС должен был не просто выйти в космос, он должен был там воевать, т.е. маневрировать, отыскивать вражеские объекты и унич-

тожать их. И Лозино-Лозинский предложил очень изящное решение этих проблем. Внешне его ОС выглядит так же, как обычный истребитель. И, конечно же, создать миниатюрный аппарат, способный с большей эффективностью, нежели огромные, массивные «шаттлы», решать те же задачи, что и они, было чрезвычайно сложно. Если бы нам удалось сделать такой самолет, способный выходить на любые орбиты, мы получили бы в космосе колоссальное преимущество перед американцами. Думаю, что «Спираль» – это проект, который лет на пятьдесят, по крайней мере, опередил свое время».

В числе технических руководителей проекта наряду с Главным конструктором Г.Е.Лозино-Лозинским были Я.И.Селецкий, Г.П.Дементьев, Л.П.Воинов, Е.А.Самсонов, стоявшие у самых истоков «Спирали».

Включение в Тематический план ВВС раздела по военным орбитальным аппаратам вызывалось логикой глобального противостояния с США и появлением необходимых технологических предпосылок для начала развертывания поисковых работ в этом направлении. Проведенные Министерством обороны СССР в первой половине 1960-х годов иссле-



Глеб Евгеньевич Лозино-Лозинский

дования показали наличие весьма важных военных задач, которые либо не могли быть полностью решены существовавшими или находящимися тогда в разработке ракетными и космическими средствами, либо решались ими недостаточно эффективно. К таким задачам в первую очередь относилось:

- получение в мирное время, угрожаемые (предвоенные) периоды и после начала войны в сжатые сроки детальной разведывательной информации о состоянии и функционировании важнейших вражеских стратегических объектов, особенно подвижных средств нападения противника (стратегической авиации, авианосно-ударных соединений) с целью предупреждения внезапного нападения противника и обеспечения эффективных действий по этим объектам наших стратегических носителей ядерного оружия;

- разведка (инспекция) и поражение важных космических целей противника, в том числе (и в особенности!) замаскированных ложными целями;

- обеспечение регулярной, надежной и безопасной доставки людей и грузов с Земли на космические базы-станции и обратно.

Анализ показал, что для решения этих задач требуется иметь на вооружении такое пилотируемое космическое средство многоразового действия, которое обладало бы:

- оперативностью;
- возможностью реализовывать самые разнообразные орбиты, наиболее выгодные для решения различных задач;
- значительными маневренными возможностями на этапе возвращения, которые позволили бы при самых разнообразных орбитах иметь ограниченное число точек посадки;
- возможностью точной посадки в заранее выбранные районы для обеспечения регулярных, достаточно частых полетов в мирное время, и безопасного приземления в угрожаемые периоды и в военное время;
- экономичностью для осуществления достаточно частых полетов.

В 1964-1965 гг. ученые и специалисты НИИ-30 ВВС разработали концепцию создания принципиально новой авиационно-космической системы, наиболее рационально совмещавшей в себе идеи самолета, ракетоплана и космического аппарата, способной выполнять все вышеуказанные требования. Система состояла из одноразового (на первых порах) ракетного ускорителя и многоразового пилотируемого самолета-разгонщика. Таким образом, перечень требований военных в значительной степени определил будущий облик системы.

Было очевидно, что для решения поставленных задач орбитальные самолеты нужно создавать в вариантах

разведчика, ударного ракетноносца, инспектора-перехватчика и транспортно-самолета. К поисковым работам по теме «Спираль» на этапе подготовки аванпроекта был привлечен ряд головных организаций Министерства авиационной промышленности, общего машиностроения, радиопромышленности, электронной промышленности и министерства обороны. Советский Союз серьезно готовился к масштабной войне в космосе и из космоса...

В соответствии с требованиями заказчика (от ВВС заказчиком-руководителем работ был назначен С.Г.Фролов, военно-техническое сопровождение поручено начальнику ЦНИИ-30 З.А.Иоффе, его заместителю по науке В.И.Семенову, и начальникам управлений В.А.Матвееву и О.Б.Рукосуеву как основным разработчикам концепции воздушно-орбитального самолета), конструкторы взялись за разработку многоразового двухступенчатого ВОС, состоящего из гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и военного орбитального самолета (ОС) с ракетным ускорителем.

Старт системы предусматривался горизонтальный, с использованием разгонной тележки. Отрыв происходил на скорости 380-400 км/ч. После набора с помощью двигателей ГСР необходимых скорости и высоты, происходило отделение ОС. Его дальнейший разгон происходил с помощью ракетных двигателей двухступенчатого ускорителя.

Боевой пилотируемый одноместный ОС многоразового применения предусматривал использование в вариантах дневного фоторазведчика, радиолокационного разведчика, перехватчика космических целей или ударного самолета с ракетой класса «космос-Земля» (в аванпроекте этот класс ударных ракет обозначен как «Орбита-Земля») и мог применяться для инспекции космических объектов.

Вес самолета во всех вариантах составлял 8800 кг, включая 500 кг боевой нагрузки в вариантах разведчика и перехватчика и 2000 кг – в варианте ударного самолета. Причем задача полета должна была выполняться в течение 2-3 витков (третий виток посадочный). Маневренные возможности ОС с использованием бортовой ракетной двигательной установки, работающей на высокоэнергетических компонентах топлива, должны были обеспечивать изменение наклона орбиты для разведчика и перехватчика на 17 градусов, для ударного самолета с ракетой на борту (и уменьшенном запасе топлива) – на 7-8 градусов. Перехватчик также был способен выполнить комбинированный



маневр – одновременное изменение наклона орбиты на 12 градусов с подъемом на высоту до 1000 км.

После выполнения орбитального полета и включения тормозных двигателей ОС должен был входить в атмосферу с большим углом атаки. Управление на этапе спуска предусматривалось изменением крена при постоянном угле атаки. На траектории планирующего спуска в атмосфере задавалась способность совершения аэродинамического маневра с боковым отклонением  $\pm 1100-1500$  км. В район посадки орбитальный самолет должен был выводиться с выбором вектора скорости вдоль оси взлетно-посадочной полосы, что достигалось выбором программы изменения крена. Маневренность самолета позволяла обеспечить посадку в ночных и сложных метеоусловиях на один из запасных аэродромов на территории Советского Союза с любого из 3-х витков. Посадка совершалась с использованием турбореактивного двигателя на грунтовой аэродром II класса со скоростью не более 250 км/ч.

Согласно подписанному 29 июня 1966 г. Г.Е.Лозино-Лозинским и утвержденному Генеральным конструктором А.И.Микояном аванпроекту (кроме Лозино-Лозинского, представленного на титульном листе как «Г.Лозинский», аванпроект также подписал заместитель Генерального конструктора А.Чумаченко), ВОС с расчетной массой 115 тонн представлял собой состыкованные воедино 52-тонный гиперзвуковой самолет-разгонщик (получивший индекс «50–50») и расположенный на нем пилотируемый ОС (индекс «50») с двухступенчатым ракетным ускорителем – блоком выведения.

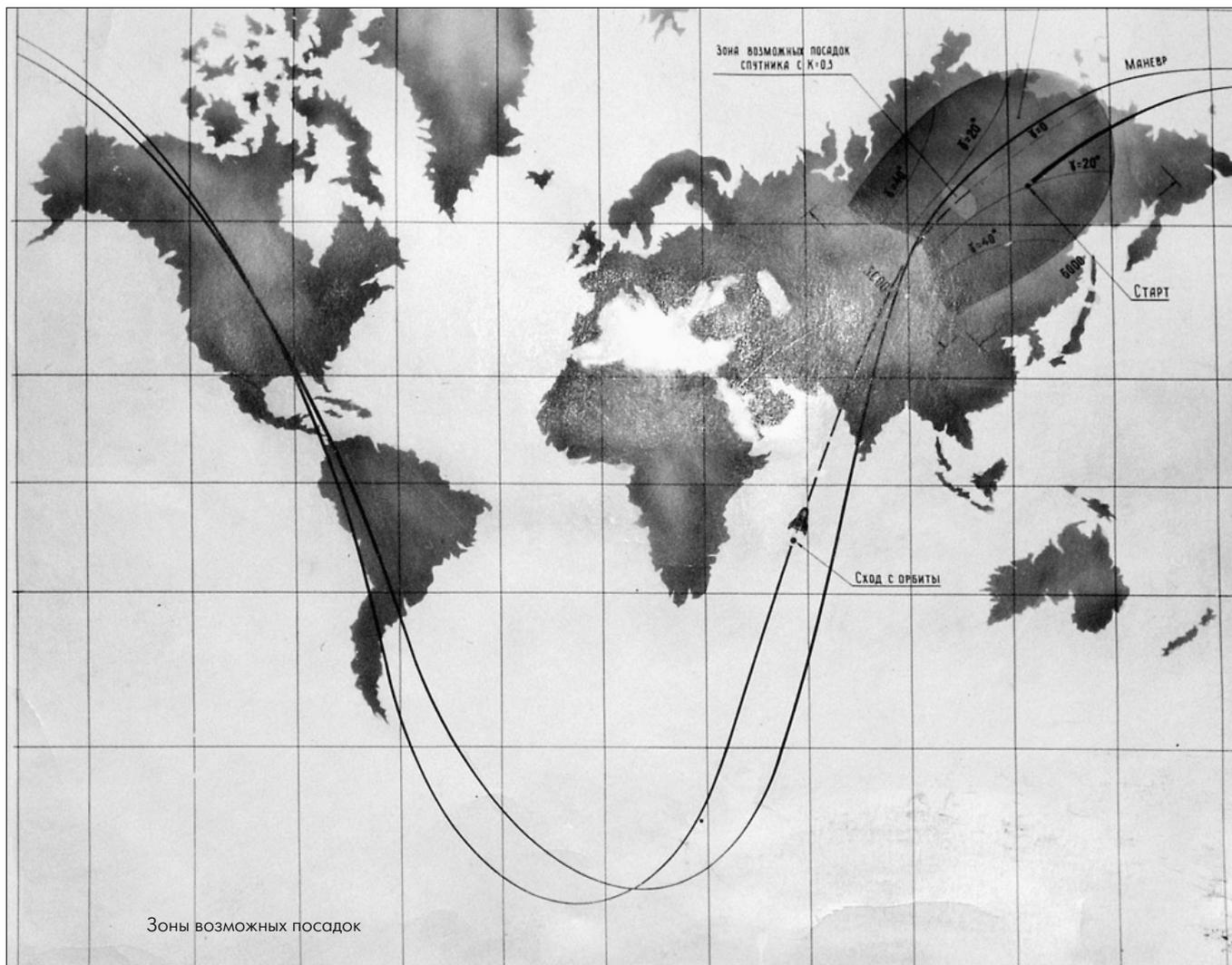
Индекс «50» в обозначениях аппаратов был не случаен – близилась пятидесятая годовщина Великой октябрьской социалистической революции, а такие даты было принято встречать новыми трудовыми успехами. «Спираль» должна была стать одним из них.

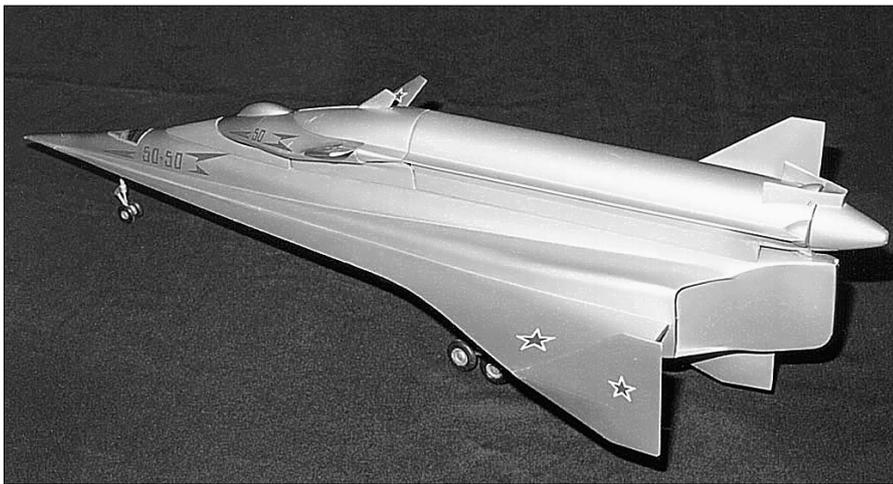
В основном варианте на ГСР предполагалось установить четыре воздушно-реактивных двигателя (ВРД), работающих на жидком водороде.

ГСР использовался для разгона ВОС до гиперзвуковой скорости, соответствующей  $M=6$  (около 1800 м/сек), затем на высоте 28-30 км происходило разделение ступеней, после чего ГСР возвращался на аэродром, а ОС с помощью ЖРД блока выведения выходил на рабочую орбиту.

Для ускорения летной отработки самолета-носителя была предусмотрена установка четырех ВРД (Р-39-300), работающих на керосине и имеющих примерно аналогичный расход воздуха. ВОС позволял вывести на полярную орбиту полезный груз массой до 10,3 т при использовании на ГСР силовой установки на жидком водороде и груз 5,0 т с силовой установкой ГСР на керосине.

Таким образом, коллектив ОКБ-155 А.И.Микояна летом 1966 г. принялся за разработку воздушно-орбитального самолета, который благодаря особенностям заложенных конструктивных решений и выбранной схеме самолетного старта позволял реализовать принципиально новые свойства для средств выведения военных нагрузок в космос:





Модель ВОС «Спираль»

— вывод на орбиту полезного груза, составляющего по весу 9% и более от взлетного веса системы;

— уменьшение стоимости вывода на орбиту одного килограмма полезного груза в 3-3,5 раза по сравнению с ракетными комплексами на тех же компонентах топлива.

— вывод космических аппаратов в широком диапазоне направлений и возможность быстрого перенацеливания старта со сменой необходимого параллакса за счет самолетной дальности;

— самостоятельное перебазирование самолета-разгонщика;

— сведение к минимуму потребного количества аэродромов;

— быстрый вывод боевого орбитального самолета в любую точку земного шара;

— эффективное маневрирование орбитального самолета не только в космосе, но и на этапе спуска и посадки;

— самолетная посадка в сложных метеоусловиях или ночью на заданный или выбранный экипажем аэродром с любого из трех витков.

В то же время конструкторы уже на этапе аванпроекта видели пути дальнейшего совершенствования системы. В первую очередь существенного повышения эффективности ВОС планировалось достичь разработкой многократного ускорителя с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) со сверхзвуковым горением, что позволяло в перспективе создать полностью многократный комплекс. Для натурной обработки конструкции и основных систем, которые в дальнейшем должны были применяться на боевых самолетах, в аванпроекте был детально проработан экспериментальный пилотируемый одноместный орбитальный самолет многократного применения, который с целью ускорения работ, не дожидаясь разработки ГСР, должен был выводиться на орбиту с помощью

ракеты-носителя «Союз», и аналог орбитального самолета, запускаемый с самолета-носителя Ту-95КМ аналогично ракете Х-20.

В связи с большой сложностью программы «Спираль» проектом предусматривалась поэтапная отработка всей системы:

#### 1 этап

Создание пилотируемого самолета-аналога (индекс изделия «50—11») весом около 11,85 т, включая запас топлива 7,45 т, с двумя ракетными двигателями, стартующего с самолета-носителя Ту—95КМ. Цель испытаний — отработка аэродинамики аппарата, органов газодинамического управления, режимов работы топливной системы, оценка тепловых режимов в условиях, близких к космическому полету (максимальная высота полета 120 км, максимальная скорость полета соответствует  $M=6-8$ ) и

входу в атмосферу. На самолете-аналоге должны были быть отработаны привод на аэродром и посадка. Планировалось изготовить и испытать три самолета-аналога. Планом полет на дозвуковой скорости и посадка предусматривались в 1967 г., полет на сверхзвуке и гиперзвуке - 1968 г. Этот этап по сути являлся аналогом американского проекта Х-15, но не был реализован в металле.

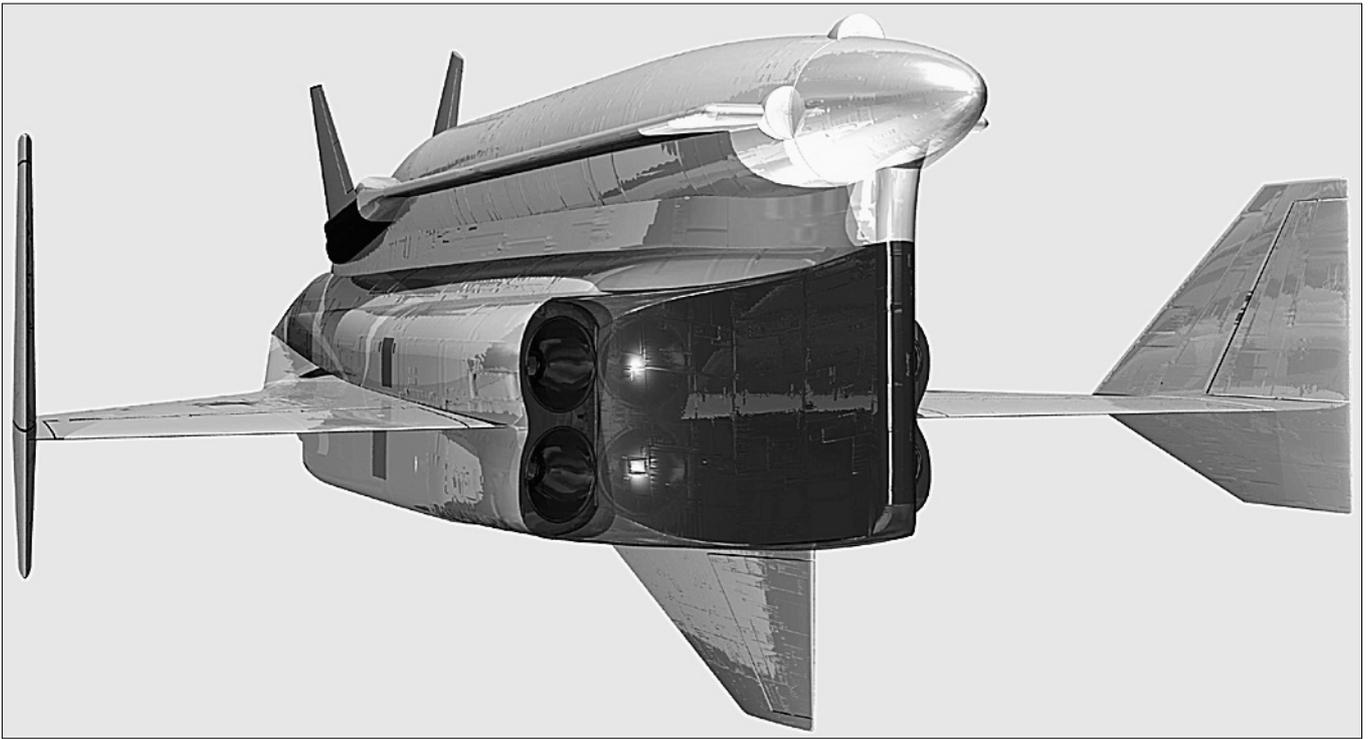
#### 2 этап

Создание одноместного экспериментального пилотируемого орбитального самолета (ЭПОС, индекс изделия «50») — прототипа боевого варианта — весом 6800 кг для натурной отработки конструкции и летного подтверждения характеристик основных бортовых систем. Запуск — с помощью ракеты-носителя с выводом на орбиту, где аппарат совершает 2-3 витка с отработкой на орбите газодинамического маневра для изменения плоскости орбиты до 8 градусов, а затем выполняет спуск и посадку, как полноразмерный орбитальный самолет.

Много позднее заместитель Лозинно-Лозинского Лев Пантелемонович Воинов вспоминал: «...Вместе с компоновщиком «Спирали» Яковом Ильичем Селецким мы ездили к Королеву и обсуждали, как установить на его ракету наш самолет (без топлива он весил около 7 т). Королев даже подбрасывал нам идеи: я, мол, старый планерист, хотите, выведу вас на длинном тросе? Пойдет ракета и потащит ваш самолет... Нам понравился этот вариант, но утвердить его мы



Металлическая модель ВОС «Спираль» в транспортном контейнере, использованная при испытаниях в аэродинамических трубах. Обращает на себя внимание острая верхняя кромка в носовой части гиперзвукового самолета-разгонщика. Модель позволяла исследовать различные конфигурации крыла, включая различные формы аэродинамической крутки и расположение управляющих поверхностей, и имела сменные модули полезной нагрузки.



не смогли». От себя добавим – и правильно, т.к. если такой разговор и был, то Королев, будучи трезво мыслящим практиком, разумеется, шутил...

Предусматривалось полное внешнее, системное и конструктивное (по конструкционным и теплоизоляционным материалам) сходство с боевым ОС. Планировалось изготовить и запустить 4 самолета в беспилотном (1969 г.) и пилотируемом (1970 г.) вариантах.

### 3 этап

Создание ГСР. Для ускорения работ планировалось создать и испытать сначала полноразмерный ГСР с двигателями, работающими на керосине (летные испытания 4 самолетов, с достижением скорости  $M=4$  в 1970 г.). После накопления данных по аэродинамике и эксплуатации самолета на гиперзвуковой скорости планировался переход ГСР на водородное топливо, для чего необходимо было изготовить и испытать 4 самолета. Летные испытания ГСР на водороде планировалось начать в 1972 г. В дальнейшем самолет-разгонщик с двигателями на керосине планировалось использовать для первичной подготовки и тренировки летного состава в процессе эксплуатации комплекса в штатной комплектации.

### 4 этап

Испытание полностью укомплектованной системы, состоящей из ГСР и ОС с ракетным ускорителем (двигатели самолета-разгонщика работа-

ют на керосине), планировалось начать в 1972 г. После всесторонней отработки и проверки всех систем, в 1973 г., планировалось проведение летных испытаний полностью укомплектованной системы с двигателями, работающими на водороде, и пилотируемым ОС.

С 1967 г., ввиду неопределенности работ по гиперзвуковому самолету-разгонщику, название «Спираль» стало использоваться применительно к орбитальному самолету, разработанному на первых двух вышеуказанных этапах работ. Рассмотрим основные компоненты ВОС и принятые конструктивные решения подробнее.

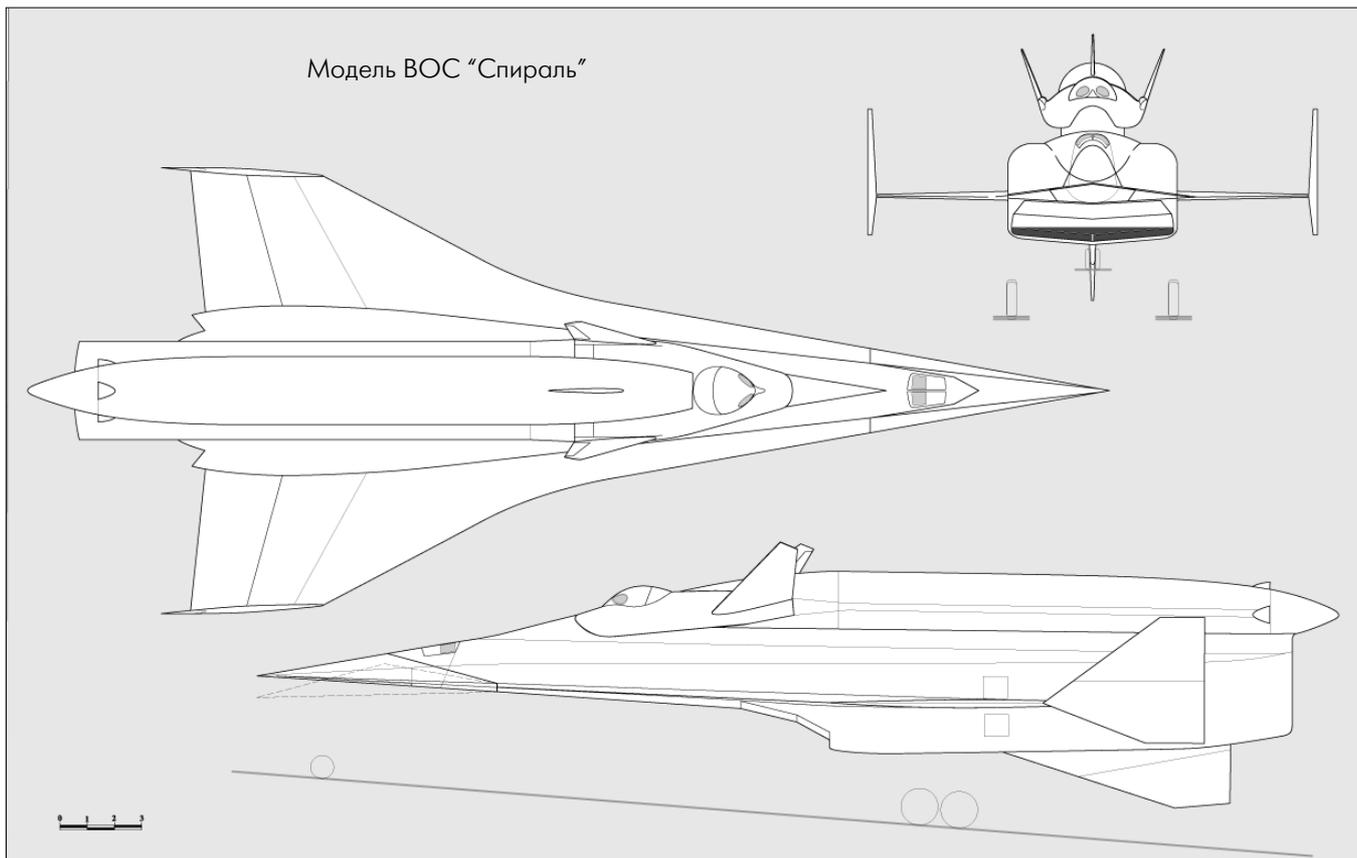
## ГИПЕРЗВУКОВОЙ САМОЛЕТ-РАЗГОНЩИК

ГСР представлял собой самолет-бесхвостку длиной 38 м с треугольным крылом большой переменной стреловидности по передней кромке типа «двойная дельта» (стреловидность 80 градусов в зоне носового наплыва и передней части и 60 градусов в концевой части крыла) размахом 16,5 м и площадью 240,0 м<sup>2</sup> с вертикальными стабилизирующими поверхностями – киями (площадью по 18,5 м<sup>2</sup>) – на концах крыла. Крыло набрано сверхтонкими ромбовидными профилями с переменной относительной толщиной от 2,5% у корня до 3% на конце. Управление ГСР осуществлялось с помощью рулей направления на киях, элеронов и посадочных щитков. Для увеличения путевой устойчивости на гиперзвуке в хвостовой части был до-

полнительно установлен складываемый на взлетно-посадочных режимах подфюзеляжный гребень. Самолет-разгонщик был оборудован 2-местной герметичной кабиной экипажа с катапультируемыми креслами. Для улучшения обзора «вперед-вниз» при посадке носовая часть фюзеляжа перед кабиной пилотов выполнена отклоняемой вниз на 5 градусов. Позже аналогичное конструктивное решение успешно использовалось при создании сверхзвуковых пассажирских самолетов первого поколения (Ту-144) и стратегического ударно-разведывательного самолета Т-4.

Взлетая с разгонной тележки, для посадки ГСР использует трехопорное шасси с носовой стойкой, выпускаемой в поток в направлении «против полета», оборудованной спаренными пневматиками. Основная стойка оснащена двухколесной тележкой с тандемным расположением колес размером для уменьшения требуемого объема в нише шасси в убранном положении.

В верхней части ГСР в специальном ложе крепился собственно орбитальный самолет и ракетный ускоритель, носовая и хвостовая части которых закрывались обтекателями. На ГСР в качестве топлива использовался сжиженный водород, двигательная установка – в виде блока четырех турбореактивных двигателей (ТРД) диаметром 1250 мм разработки А.М.Люлька тягой на взлете по 17,5 т каждый, имеющих общий воздухозаборник и работающих на единое сверхзвуковое сопло внешнего расширения с вертикальным клином.



При массе пустого в 36 т ГСР мог принять на борт 16 т жидкого водорода (213 м<sup>3</sup>), для размещения которого отводилось 260 м<sup>3</sup> внутреннего объема. Особенностью двигателей являлось использование паров водорода для привода турбины, вращающей компрессор ТРД.

Испаритель водорода находился на входе компрессора. Таким образом, была успешно решена проблема создания силовой установки без комбинирования ТВРД, ГПРД и ТРД.

Как свидетельствовал позднее Г.Е.Лозино-Лозинский, «...альтернативные варианты ГСР прорабатывались с другими видами силовых установок, однако до проекта, достаточно глубоко проработанного, дело так и не дошло».

«Водородный» ТРД был уникален — наша промышленность ни до, ни после этого ничего похожего не делала — экспериментальные образцы подобных двигателей впоследствии разрабатывались лишь в Центральном институте авиационного моторостроения (ЦИАМ) и ни разу не доводились до постройки хотя бы опытного образца.

Техническое задание на создание ТРД получило ОКБ-165 А.М.Люльки (ныне - НТЦ имени А.М.Люльки в составе НПО «Сатурн»). Тому были свои причины. В ОКБ функционировал мощный перспективный отдел. Его начальником в то время был А.В.Воронцов. В состав отдела во-

шли перспективно-расчетный отдел (начальник Ю.Н.Бычев, в его подчинении находилось около 15 сотрудников) и перспективно-конструкторский отдел (начальник К.В.Кулешов; численность этого отдела была на два-три человека больше).

Двигатель получил индекс АЛ—51 (в это же время в ОКБ-165 разрабатывался ТРДФ третьего поколения АЛ—21Ф, и для нового двигателя индекс выбрали «с запасом», начав с круглого числа «50», тем более что это же число фигурировало в индексе темы). В первые дни, когда ОКБ Архипа Люльки только получило техническое задание на двигатель и его схема была не ясна, из ЦИАМа приехал С.М.Шляхтенко (через год он стал начальником института) с неким иностранным журналом (возможно, Flight или Interavia), в котором была опубликована схема «испытанного в США ракетно-турбинного пароводородного двигателя (РТДп)». Судя по небольшой сопроводительной статье, двигатель имел весьма привлекательные характеристики, в т.ч. очень высокий удельный импульс. Шляхтенко возбужденно потрясал журналом и восклицал: «Смотрите — они уже и сделали, и испытали, и полетит не сегодня-завтра! А мы чем хуже?»

Конструкторы приняли вызов. Первые же проработки показали, что действительно схема очень привлекательная и параметры получаются просто фантастические. На базе

вспыхнувшего энтузиазма довольно быстро «нарисовали» Главной том технического проекта, который был подписан в 1966 г. и отправлен в ОКБ-155 Г.Е.Лозино-Лозинскому. В дальнейшем проект постоянно дорабатывался. Можно сказать, что он находился в состоянии «перманентной разработки»: постоянно вылезали какие-то неувязки, и все приходилось «доувязывать».

В расчеты вмешивались реалии жизни — существующие конструкционные материалы, технологии, возможности заводов и т.д. В принципе, на любом этапе проектирования двигатель был работоспособен, но не давал тех характеристик, которые хотели получить от него конструкторы. «Дотягивание» шло в течение еще пяти-шести лет, до начала 1970-х, когда работы по проекту «Спираль» были закрыты.

Предельные тяговые характеристики газотурбинного воздушно-реактивного двигателя традиционной схемы диктует температура газа перед турбиной: если она выше температуры плавления материала лопаток, то турбина просто сгорит. А из предельной температуры газа на турбине естественным образом можно получить предельную скорость полета аппарата с такой силовой установкой: чем быстрее летишь, тем горячее воздух в воздухозаборнике и перед компрессором. Перейти на «двигатель комбинированного цикла» (т.е.



### Геометрические данные гиперзвукового самолета-разгонщика

Геометрическая площадь крыла, м <sup>2</sup>	240,00
Размах крыла, м	16,50
Длина фюзеляжа, м	38,00
Диаметр фюзеляжа (максимальный), м	4,15
Мидель фюзеляжа (включая крыло и мотогондолы), м <sup>2</sup>	20,90
Входная площадь воздухозаборника, м <sup>2</sup>	12,80
Площадь вертикального оперения на крыле, м <sup>2</sup>	2x18,50
Площадь подфюзеляжного гребня, м <sup>2</sup>	10,00

до определенной скорости он работает как ТРД, а затем газотурбинный тракт закрывается, и двигатель переходит на режим «прямоточки») тогда не решились.

Фактически разработчики планировали создать «обычный» турбокомпрессорный «движок», но только разогнать его до предельных характеристик. «Вылизыванием» идеальных характеристик в данном случае не занимались: экономичность у ТРДФ столь велика по сравнению с ЖРД, что даже если газотурбинный двигатель будет хуже идеала в 2 раза, то он все равно будет все еще вдесятеро экономичнее ракетного.

При «тогдашних» конструкционных материалах в ТРДФ могли обеспечить нормальное сгорание в камере и разницу температур между воздухозаборником и турбиной в диапазоне скоростей до  $M=4$ . В принципе, даже сейчас эта граница поднялась не сильно: при использовании самых совершенных технологий - керамики, композитов, охлаждаемых лопаток турбины - ее можно приподнять еще, скажем, до  $M=5$ , не больше. Для керосина это предел. Водород же хорош тем, что у него гигантский охлаждающий потенциал, который можно использовать для охлаждения воздуха в воздухозаборнике (во-первых) и лопаток турбины (во-вторых).

В проекте паровоздушного двигателя РТДп даже этого не нужно было делать: двигатель отличался от классического турбореактивного тем, что его турбина убрана из газовоздушного тракта, ее вращает горячий водород, а она, в свою очередь, приводит во вращение компрессор, который подает воздух в камеру сгорания. Поскольку горячий водород берется из теплообменника (который либо выставлен в воздухозаборник, в горячий поток набегающего воздуха, либо вписан в камеру сгорания), основная проблема РТДп была не в каких-то экзотических конструкционных материалах, а в эффективности теплообменника. Он должен быть спроектирован так, чтобы не очень загромождать воздухозаборник и не создавать больших аэродинамических потерь, но в то же время обеспе-

чить прогрев водорода. Собственно, исследования в этой области велись и ведутся все эти годы, но манящий конструкторов «идеальный» теплообменник пока так и не разработан.

Нужно отметить, что сложности разработки пароводородной силовой установки были видны с самого начала. В частности, в заключении ЛИИ им. М.Громова по аванпроекту, подписанном 20 июня 1966 года, отмечается:

«...При расчете комплекса были приняты наиболее перспективные значения удельных параметров силовых установок, выбранных с учетом дальнейшего развития газовой динамики и накопления опыта создания высокотемпературных газотурбинных двигателей и водородных ЖРД.

В процессе создания орбитального комплекса «Спираль» должны быть решены следующие задачи:

— создание пароводородного двигателя новой схемы и ЖРД, работающего на водороде;

— разработка и создание эффективной теплоизоляции топливных баков;

— разработка систем охлаждения элементов силовой установки турбокомпрессора и его ходовой части;

— разработка и создание топливopодающей и топливорегулирующей аппаратуры на большие объемные расходы жидкого водорода с низкой температурой».

А в заключении ЦИАМ прямо сказано, что:

«...Заявленные основные данные, высотно-скоростные, дроссельные и весовые характеристики одноконтурного ракетно-турбинного двигателя могут быть получены при условии реализации высокого уровня совершенства элементов конструкции. Используемые в расчетах коэффициенты, определяющие потери энергии по тракту, к.п.д. охлаждаемого компрессора и многоступенчатой турбины и др., определяющие габаритные и весовые данные двигателя, требуют экспериментального подтверждения. Предлагаемые двигатели являются двигателями принципиально новой схемы. Экспе-

риментальные данные по этим двигателям и отдельным узлам в настоящее время у нас практически отсутствуют. Поэтому созданию двигателя должен предшествовать большой объем расчетно-конструктивных и экспериментальных исследований в направлениях:

1. Оптимизации схем (пароводородные, водородо-воздушные, комбинированные, безредукторные и др.) и параметров рабочего процесса.

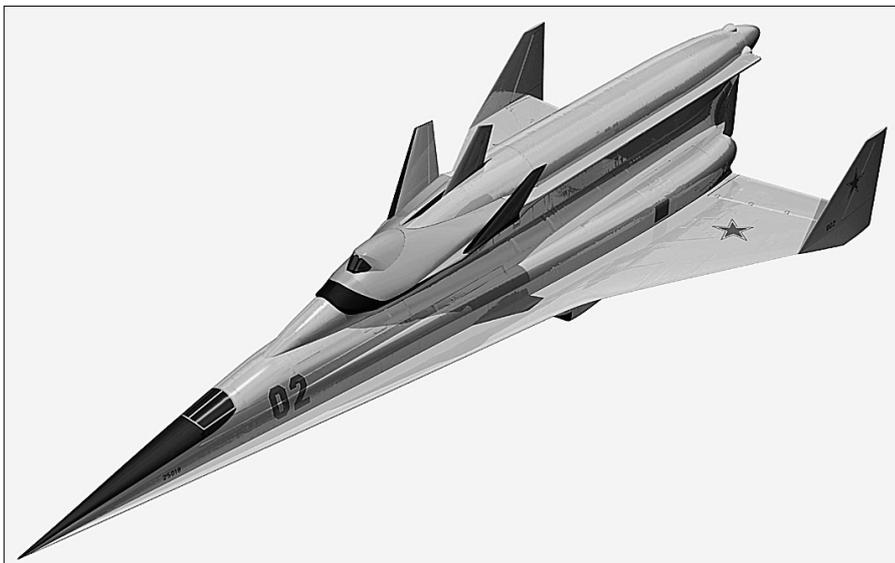
2. Экспериментального исследования водородо-воздушных теплообменных агрегатов и систем охлаждения основных теплонагруженных элементов двигателя.

3. Выбор типа, исследования и разработки многоступенчатых газовых и пароводородных турбин и др.»

Двигатель для промежуточного варианта ГСР, работающий на керосине, проектировало ОКБ-300 (с 1966 г. Московский машиностроительный завод «Союз»; до 1973 г. его возглавлял С.К.Туманский, а затем О.Н.Фаворский. Ныне предприятие носит наименование АМНТК «Союз». Это КБ в свое время прославилось разработкой самого «быстрого» отечественного ТРДФ Р15Б-300 для истребителя-перехватчика МиГ-25.). Новая разработка получила индекс Р39-300. Работами руководил, скорее всего, Григорий Львович Лифшиц, в то время - первый заместитель генерального конструктора ОКБ-300. Техническое предложение (к сожалению, оригинал этого документа был уничтожен в начале 1980-х годов) на двигатель было выдано разработчикам «Спирали» (заказчику) в 1966 г. После закрытия темы «Спираль» работы по данному двигателю в ОКБ-300 продолжения не имели: кроме гиперзвукового разгонщика «Спирали» ему не было другого применения.

Вторым принципиальным новшеством ГСР являлся интегрированный регулируемый гиперзвуковой воздухозаборник, использующий для сжатия практически всю переднюю часть нижней поверхности крыла и носовую часть фюзеляжа. Впоследствии Лозино-Лозинский вспоминал:

«Когда мы по-настоящему влезли в работу над первой ступенью, у нас возник новый взгляд на проектирование самолетов. Мы поняли, что необходимо гармоническое сочетание - подобно звукам в аккорде - всех его компонентов и свойств. Если раньше облик летательного аппарата определялся аэродинамикой, то теперь, проектируя наш разгонщик, мы стремились интегрировать аэродинамику и силовую установку, представляя их как нечто единое».



Торможение набегающего потока начиналось на расстоянии 10,25 м до воздухозаборника за счет специально спрофилированной нижней поверхности фюзеляжа, наклоненной к потоку под углом атаки 4 градуса. На расстоянии 3,25 м (в продольном направлении) до воздухозаборника нижняя поверхность фюзеляжа увеличивает местный угол атаки на 10 градусов - эту точку можно считать началом горизонтально расположенной поверхности (клина) торможения собственно воздухозаборника. На расстоянии 1,27 м до нижней «губы» воздухозаборника клин торможения вновь увеличивает угол атаки еще на 10 градусов. Нижняя «губа» воздухозаборника расположена на расстоянии 1,255 м эквидистантно нижней поверхности фюзеляжа.

Преодоление теплового барьера для ГСР обеспечивалось соответствующим подбором конструкционных и теплозащитных материалов.

В ряде поздних публикаций указана возможность разработки в дальнейшей перспективе на базе ГСР «б-махового» пассажирского самолета. Однако аванпроект не упоминает никакого «гражданского» использования гиперзвукового самолета-разгонщика, а для военных целей предусматривалось автономное применение только в качестве дальнего гиперзвукового стратегического самолета-разведчика.

ГСР-разведчик в «керосиновом» варианте силовой установки должен был иметь максимальную скорость  $M=4,0-4,5$  и дальность (при  $M=4,0$ ) до 6000-7000 км, а использование водородного топлива позволяло достичь максимальных скорости  $M=6,0$  и дальности 12000 км (при крейсерской скорости  $M=5,0$ ).

В заключении ЦАГИ по аванпроекту, подписанному В.М.Мясищевым 20

июня 1966 г., отмечается, что накопленный при разработке ГСР «Спираль» опыт впоследствии позволит обеспечить разработку гиперзвуковых транспортных и пассажирских самолетов.

Самолет-разгонщик был первым гиперзвуковым летательным аппаратом с воздушно-реактивными двигателями, который исследовался в ЦАГИ на скоростях до  $M=4-6$ . Два варианта модели прошли полный цикл аэродинамических исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ в 1965-1975 гг. Наиболее существенной частью этой работы были исследования по методике испытаний моделей с протоком воздуха через мотогондолы силовой установки на гиперзвуковых скоростях полета (Костюк К.К., Табаньков В.Е., Кутухин В.П.). Результаты многочисленных трубных исследований подтвердили правильность выбора основных конструктивных решений.

На 40-м конгрессе Международной аэрокосмической федерации (FAI), проходившей в 1989 году в Малаге (Испания), представители американского Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (NASA) дали самолету-разгонщику высокую оценку, отметив, что он «проектировался в соответствии с современными требованиями».

#### ДВУХСТУПЕНЧАТЫЙ РАКЕТНЫЙ УСКОРИТЕЛЬ

Блок выведения представлял собой одноразовую двухступенчатую ракету-носитель, расположенную в «полуотепленном» положении в ложементе «на спине» ГСР. Для ускорения разработки в аванпроекте предусматривалась разработка промежуточного и основного вариантов ракетного ускорителя.

При выборе топливных компонентов проектировщики исходили из условия обеспечения вывода на орбиту возможно большего полезного груза. Жидкий водород ( $H_2$ ) рассматривался как единственный перспективный вид горючего для гиперзвуковых воздушных аппаратов и как один из перспективных горючих для ЖРД, несмотря на его существенные недостатки – малый удельный вес ( $0,075 \text{ г/см}^3$ ) и отсутствие развитой водородной промышленности в стране.

Керосин в качестве топлива для ракетного ускорителя вообще не рассматривался.

Отличительной чертой двухступенчатого ракетного ускорителя является наплыв размахом 3,5 м, который является конструктивным продолжением фюзеляжа ОС и располагается на всей длине ракетного ускорителя, фактически превращая ускоритель в двухступенчатую крылатую ракету. Наплыв служит для облегчения процесса отделения (расцепки) ускорителя от ГСР, создавая, подобно крылу сверхмалого удлинения, дополнительную «отрывающую» подъемную силу.

Первая ступень ракетного ускорителя оснащена четырьмя ЖРД тягой по 25 тс каждый. На этапе полета ускорителя в составе ГСР выступающая часть сопла каждого ЖРД закрывается коническим обтекателем, а донный срез ступени для уменьшения аэродинамического сопротивления закрывается сбрасываемым обтекателем-стекателем. Корпус первой ступени образован несущими баками компонентов топлива (окислитель спереди, топливо сзади), имеющих общую совмещенную гермостенку. Вторая ступень ускорителя имеет сложную неосесимметричную компоновку, обусловленную утопленным положением орбитального самолета внутри внешнего контура ступени.

Фактически топливная арматура ступени, включая бак с топливом, «размазана» вокруг хвостовой части ОС.

Основу силовой схемы второй ступени составляет силовая рама, на которую снизу (в стартовом положении ГСР при соответственно горизонтальном положении ступени это получается сзади) крепится маршевый ЖРД тягой 25 т, а сверху (соответственно спереди) – на разрывных связях – орбитальный самолет. Вокруг ЖРД расположен тороидальный топливный бак. Под орбитальным самолетом (при горизонтальном положении ступени) расположен конформный бак с окислителем. Носовая часть и «спина» ОС на этапе полета с ГСР закрыты сбрасываемыми обтекателями.

Продолжение следует