

ВОЗДУШНО-ОРБИТАЛЬНАЯ СИСТЕМА «СПИРАЛЬ»



*В.П.Лукашевич
В.А.Труфакин
С.А.Микоян*

Воздушно-орбитальный самолет

В соответствии с пятилетним 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, где их возглавил 55-летний главный конструктор ОКБ Г.Е.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 много-разовый самолет, который выводился бы в космос, стартуя с самолета-разгонщика.

- Думаю назначить тебя главным конструктором, - сказал Микоян, - Ну как, возьмешься за такую работу?

Разумеется, я не мог отказаться...»

Принимая предложение генерального, Г.Е.Лозино-Лозинский, уже будучи лауреатом Государственной и Ленинской премий, занимал должность только заместителя главного конструктора (с 12 апреля 1957 г.). Главным конструктором Г.Е.Лозино-Лозинский стал только 15 июня 1966 г., за две недели до подписания аванпроекта воздушно-



*Главный конструктор ОКБ-155
Г.Е.Лозино-Лозинский.*

орбитального самолета (ВОС). Но уже через месяц, 2 августа, в соответствии с приказом по, его назначили главным конструктором II степени.

Г.Е.Лозино-Лозинскому, при поддержке А.И.Микояна, удалось как внутри ОКБ-155, так и на смежных предприятиях собрать единый творческий коллектив, состоящий, в основном, из молодых исполнителей. Тема по созданию двухступенчатого ВОС (в сов-

ременной терминологии - авиационно-космической системы - АКС) получила индекс «Спираль».

Интересна оценка проекта «Спираль», которую дал И.Силаев, в 1981-1985 гг. занимавший пост министра авиационной промышленности: «О «Спирали» я узнал в 1974 г., после того, как был назначен заместителем министра авиационной промышленности 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 уничтожать 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.

Исследования показали наличие 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 относились:

1. Получение в мирное время, угрожаемые (предвоенные) периоды и после начала войны в заданное время и в сжатые сроки:

- детальной развединформации о состоянии и функционировании важнейших стратегических объектов противника;

- данных о расположении подвижных средств нападения противника (стратегической авиации, авианосно-ударных соединений) с целью предупреждения его внезапного нападения и обеспечения эффективных действий по этим объектам наших стратегических носителей ядерного оружия.

2. Поражение важнейших подвижных (морских) и малоразмерных объектов противника на любых удалениях, а также площадных целей на очень больших удалениях.

3. Разведка (инспекция) и поражение важных космических целей противника, в том числе замаскированных ложными целями.

4. 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 наиболее выгодные для решения различных задач орбиты;

- 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 ЦНИИ-30 МО разработали концепцию создания принципиально новой АКС, которая ра-

ционально совмещала в себе идеи самолета, ракетоплана и космического аппарата и выполняла все вышеуказанные требования. Система состояла из пилотируемого маневренного многоразового орбитального самолета (ОС), его одноразового (первоначально) ракетного ускорителя и многоразового пилотируемого самолета-разгонщика. Таким образом, перечень требований военных в значительной степени определил облик системы.

Рассматривая альтернативные варианты, военные эксперты проанализировали, что спутник полубаллистического типа с роторной системой приземления также может осуществлять боковой предпосадочный маневр за счет поворота в космосе плоскости орбиты газодинамическим способом и осуществлять точную посадку с помощью роторной системы. Но, по расчетам, уже при боковом предпосадочном маневре (примерно ± 1500 км) стоимость выполнения этими аппаратами, например, задач разведки оказывалась на 40-60% больше стоимости выполнения этих же задач ОС.

Было очевидно, что для решения поставленных задач орбитальные самолеты нужно создавать в вариантах разведчика, ударного ракетноносца, инспектора-перехватчика и транспортного самолета. К поисковым работам по теме «Спираль» на этапе подготовки аванпроекта привлекли ряд головных организаций Министерства авиационной промышленности, общего машиностроения, радиопромышленности, электронной промышленности и МО. 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 поручили 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 ВОС),

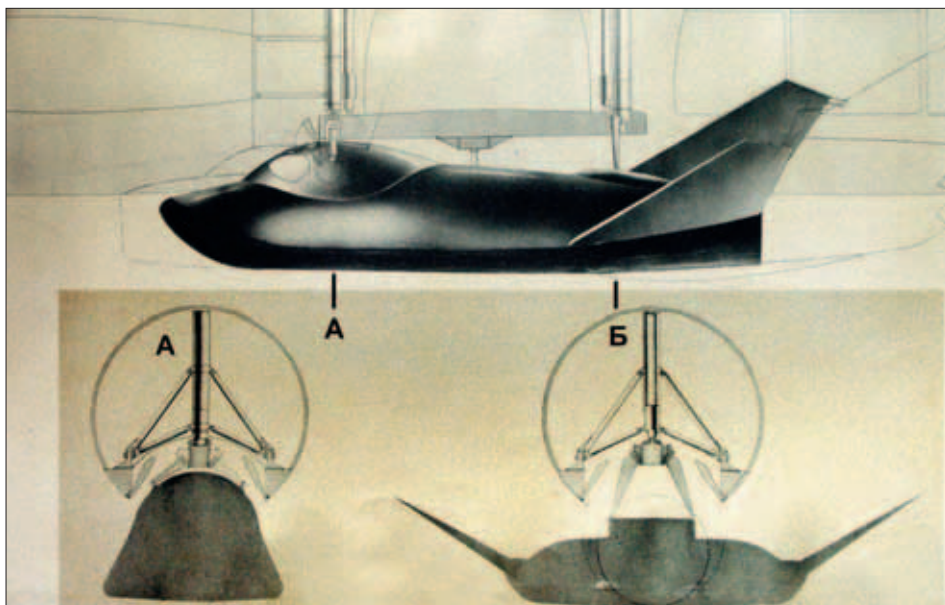
конструкторы взялись за разработку многоразового двухступенчатого ВОС, состоящего из гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и военного ОС с ракетным ускорителем.

Старт системы предусматривался горизонтальным, 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 и дальнейший разгон с помощью ракетных двигателей двухступенчатого ускорителя. Масса самолета во всех вариантах составляла 8800 кг, включая 500 кг боевой нагрузки в вариантах разведчика и перехватчика и 2000 кг - у ударного самолета. Диапазон опорных орбит составлял 130-150 км по высоте и 45-135° по наклонению в северном и южном направлениях, причем задача полета должна была выполняться в течение 2-3 витков (третий виток - посадочный).

Маневренные возможности ОС с использованием бортовой ракетной двигательной установки, должны были обеспечивать изменение наклонения орбиты для разведчика и перехватчика на 17°, для ударного самолета с ракетой на борту (и уменьшенным запасом топлива) - на 7-8°. Перехватчик также был способен выполнить комбинированный маневр - одновременное изменение наклона орбиты на 12° с подъемом на высоту до 1000 км. После выполнения орбитального полета и включения тормозных двигателей ОС должен 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 по дальности 4000-6000 км с боковым отклонением $\pm 1100-1500$ км. В район посадки ОС должен был выводиться с выбором вектора скорости вдоль оси ВПП. Маневренность самолета позволяла обеспечить

Сравнительные расчетные характеристики вариантов ВОС «Спираль»

Технические характеристики	Основной	Промежуточный
Взлетная масса, кг	115.000	129.920
Параметры ГСР:		
взлетная масса, кг	52.000	72.000
масса пустого, кг	36.000	38.400
Параметры 1 ступени ракетного ускорителя:		
взлетная масса, кг	47.500	45.950
масса пустой ступени, кг	5500	7700
Параметры 2 ступени ракетного ускорителя:		
взлетная масса (включая ОС), кг	15.500	11.970
масса пустой ступени, кг	650	920
Параметры орбитального самолета:		
взлетная масса, кг	8800-10.300	6800
масса пустого ОС, кг	4190	4190
масса полезного груза, кг	500-2000	-
Параметры разделения ОС и ГСР:		
скорость полета, м/с	1800 (M=6)	1200 (M=4)
высота полета, км	28-30	22-24
скорость разделения 1 и 2 ступеней ракетного ускорителя, м/с	4500	4280
Высота опорной орбиты, км	130-150	130-150



Подвеска аналога 50-11 под самолёт-носитель Ту-95.

посадку ночью и в СМУ на один из запасных аэродромов на территории СССР с любого из трех витков. Посадка совершалась с использованием ТРД «36-35» разработки ОКБ-36 на грунтовый аэродром II класса со скоростью не более 250 км/ч.

Согласно подписанному 29 июня 1966 г. Г.Е.Лозино-Лозинским и утвержденному А.И.Микояном аванпроекту «Спираль», ВОС с расчетной массой 115 т представлял собой стыкованные воедино крылатые широкофюзеляжные многоразовые аппараты горизонтального взлета-посадки - 52-тонный ГСР (индекс «50-50») и расположенный на нем пилотируемый ОС («50») с двухступенчатым ракетным ускорителем (блоком выведения). Индекс «50» в обозначениях аппаратов был не случаен – близилась 50-я годовщина Великой Октябрьской социалистической революции. Такие даты было принято встречать новыми трудовыми успехами. «Спираль» должна была стать одним из них. В основном варианте на ГСР предусматривались четыре ВРД, работающие на жидком водороде.

ГСР использовался для разгона ВОС до гиперзвуковой скорости ($M=6$), затем на высоте 28-30 км происходило разделение ступеней, после чего ГСР возвращался на аэро-

дром, а ОС с помощью ЖРД блока выведения выходил на рабочую орбиту. Для ускорения летной отработки самолета-носителя предусмотрели установку четырех ВРД Р-39-300, работающих на керосине и имевших примерно аналогичный расход воздуха. ВОС позволял вывести на полярную орбиту высотой 130-150 км при стартовом параллаксе до 750 км 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, ВОС, благодаря особенностям заложенных конструктивных решений и выбранной схеме самолетного старта, позволял реализовать принципиально новые свойства для средств выведения военных нагрузок в космос:

- вывод на орбиту полезного груза, составляющего 9% и более от взлетной массы 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 смелой необходимого параллакса за счет самолетной дальности;

- самостоятельное перебазирование самолета-разгонщика;
- сведение к минимуму потребного количества аэродромов;

- быстрый вывод боевого ОС в любую точку земного шара;
- эффективное маневрирование ОС не только в космосе, но и на этапе спуска и посадки;



Старт самолёта X-15 с самолёта-носителя B-52.

- самолетную посадку в СМУ 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, существенно повысить эффективность ВОС планировали разработкой многоразового ускорителя с прямоточным ВРД со сверхзвуковым горением, что позволяло в перспективе создать полностью многоразовый комплекс.

Был детально проработан экспериментальный пилотируемый одноместный ОС многоразового применения, который (не дожидаясь разработки ГСР) должен был выводиться на орбиту с помощью ракеты-носителя «Союз» (изделие 11А511 разработки ОКБ-1 С.П.Королева), и аналог ОС, запускаемый с самолета-носителя Ту-95КМ аналогично ракете X-20.

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

1 этап. Создание пилотируемого самолета-аналога («50-11») массой около 11,85 т (включая запас топлива 7,45 т) с двумя ракетными двигателями, стартующего с самолета-носителя Ту-95КМ. Самолет-аналог не имел массогабаритного и приборного сходства с ОС. 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 $M=6-8$) и входу в атмосферу. На самолете-аналоге должны были быть отработаны привод на аэродром и посадка. Планировали изготовить и испытать три самолета-аналога. Полет на дозвуковой скорости и посадка предусматривались в 1967 г., полет на сверхзвуке и гиперзвуке – в 1968 г. Этот этап, по сути, являлся аналогом американского проекта X-15 и не был реализован в металле.

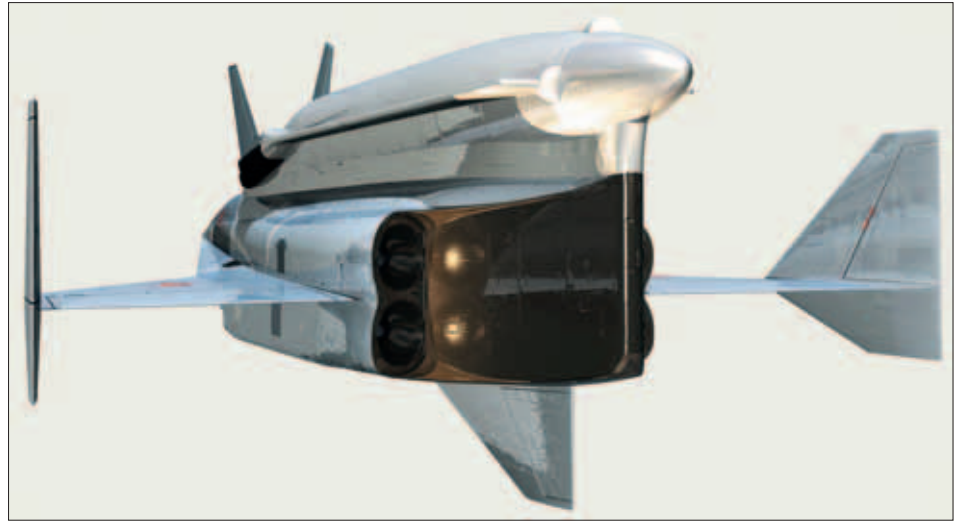
2 этап. Создание одноместного экспериментального пилотируемого ОС (индекс «50») – прототипа боевого варианта – массой 6800 кг для натурной отработки конструкции и летного подтверждения характеристик основных бортовых систем. Запуск - с помощью ракеты-носителя 11А511 («Союз») с выводом на орбиту высотой 150-160 км и наклоном 51°, где аппарат совершает 2-3 витка с отработкой на орбите газодинамического маневра для изменения плоскости орбиты до 8°, а затем выполняет спуск и посадку, как полноразмерный ОС.

Много позднее заместитель Г.Е.Лозино-Лозинского Л.П.Воинов вспоминал: «Вместе с компоновщиком «Спираль» 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 вари-

ант, но утвердить его мы не смогли». Разумеется, С.П.Королев, будучи трезвомыслящим практиком, 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. Сначала планировали создать и испытать 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. Летные испытания ГСР на водоро-



д спланировали на 1972 г. В дальнейшем самолет-разгонщик с двигателями на керосине намечали использовать для первичной подготовки и тренировки летного состава в процессе эксплуатации комплекса в штатной комплектации.

4 этап. Испытания полностью укомплектованной системы, состоящей из ГСР и ОС с ракетным ускорителем, в 1972 г. После всесторонней отработки и проверки всех систем в 1973 г. планировалось проведение летных испытаний системы с пилотируемым ОС. В дальнейшем предполагалось создание вместо ракетного ускорителя многоразовой второй ступени, оснащенной гиперзвуковым прямоточным ВРД на жидководородном топливе.

С 1967 г. название «Спираль» стали использовать применительно к ОС, разрабатываемому на первых двух этапах.

Гиперзвуковой самолет-разгонщик

ГСР представлял собой самолет-бесхвостку длиной 38 м с треугольным крылом большой переменной стреловидности по средней кромке типа «двойная дельта» (стреловидность – 80° в зоне носового наплыва и передней части и 60° – в концевой части) размахом 16,5 м и площадью $240,0 \text{ м}^2$ с вертикальными стабилизирующими поверхностями – килями (площадью по $18,5 \text{ м}^2$) на концах. Для увеличения путевой устойчивости плоскости килей были наклонены внутрь на 3° по отношению к плоскости симметрии самолета. Крыло было набрано сверхтонки-

ми ромбовидными профилями с переменной относительной толщиной от 2,5% у корня до 3% – на конце. Управление ГСР осуществлялось с помощью рулей направления на килях, элеронов и посадочных щитков. Для увеличения путевой устойчивости на гиперзвуке в хвостовой части был дополнительно установлен складываемый на взлетно-посадочных режимах подфюзеляжный гребень.

ГСР был оборудован 2-местной герметичной кабиной экипажа с катапультируемыми креслами. Для улучшения обзора «вперед-вниз» (до -14°) при посадке носовую часть фюзеляжа перед кабиной пилотов выполнили отклоняемой вниз на 5° . Позже аналогичное конструктивное решение успешно использовалось при создании сверхзвуковых пассажирских самолетов первого поколения (советского Ту-144 и англо-французского Concorde) и стратегического ударно-разведывательного самолета Т-4 («Сотка»).

Взлетая с разгонной тележки, для посадки ГСР использо-

вал трехопорное шасси с носовой стойкой, выпускаемой в поток в направлении «против полета». В верхней части ГСР в специальном ложе крепился собственно ОС и ракетный ускоритель, носовая и хвостовая части которых закрывались обтекателями.

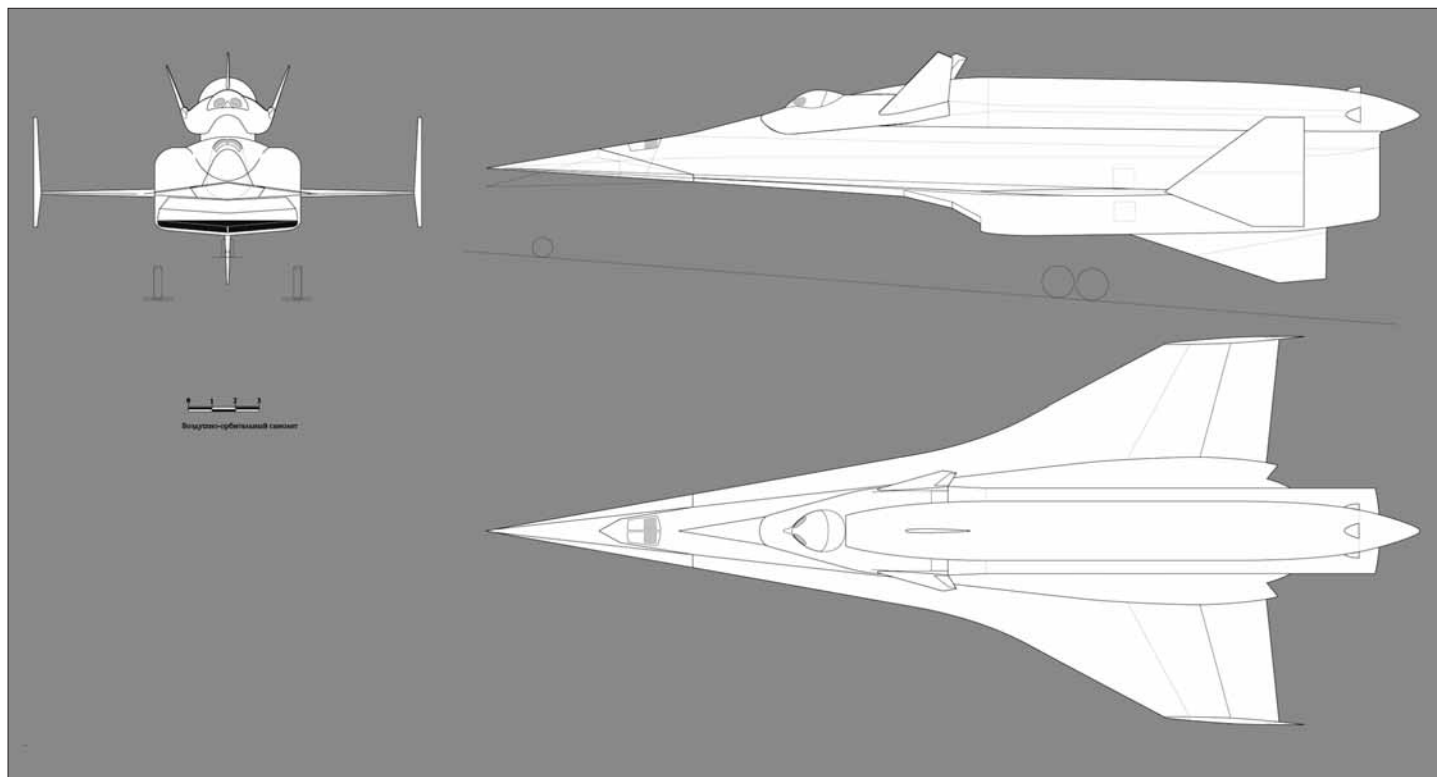
Как свидетельствовал позднее Г.Е.Лозинский, «альтернативные варианты ГСР прорабатывались с другими видами силовых установок, однако до проекта, достаточно глубоко проработанного, дело так и не дошло».

Водородный ТРД был уникален – наша промышленность не до, ни после этого ничего похожего не делала. Экспериментальные образцы подобных двигателей впоследствии разрабатывались лишь в 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 им. А.М.Люльки в составе НПО «Сатурн»). Двигатель получил индекс АЛ-51.

В первые дни, когда ОКБ Люльки только получило техническое задание на двигатель и его схема была не ясна, из ЦИАМ приехал С.М.Шляхтенко (через год он стал начальником института) с иностранным журналом (Flight или Interavia), в котором была опубликована схема испытанного в США ракетно-турбинного пароводородного двигателя (РТДп). Судя по небольшой сопроводитель-

Геометрические данные ГСР

Геометрическая площадь крыла, м^2	240,00
Средняя аэродинамическая хорда крыла, м	16,875
Хорда крыла по оси самолета, м	32,60
Хорда крыла на конце, м	4,50
Толщина профиля крыла, бортовая/концевая	0,025/0,03
Площадь элеронов, м^2	24,00
Размах крыла, м	16,50
Удлинение крыла	1,14
Размах элеронов, м	10,20
Стреловидность крыла по передней кромке, корн./конц., град.	80/60
Длина фюзеляжа, м	38,00
Диаметр фюзеляжа (максимальный), м	4,15
Мидель фюзеляжа (включая крыло и мотогондолы), м^2	20,90
Входная площадь воздухозаборника, м^2	12,80
Ширина фюзеляжа (по мотогондолам), м	6,20
Площадь вертикального оперения на крыле, м^2	2x18,50
Площадь подфюзеляжного гребня, м^2	10,00



ной статье, двигатель имел весьма привлекательные характеристики, в том числе 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 привлекательна и параметры получаются просто фантастические. Удельный импульс по топливу - 4500 с при удельном весе двигателя 0,09-0,11 кг/кг. Довольно быстро «нарисовали» Головной том технического проекта, который был подписан в 1966 г. и отправлен в ОКБ-155 Г.Е.Лозино-Лозинскому. В дальнейшем проект дорабатывался. 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 ВРД 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 таким двигателем: чем быстрее летишь, тем горячее воздух в воздухозаборнике и перед компрессором. Перейти на «двигатель комбинированного цикла» (т.е. до определенной скорости он работает как ТРД, а затем газотурбинный тракт закрывается, и двигатель переходит на режим «прямоточки») тогда не решились. На первый взгляд, такой двигатель казался сложнее. Фактически, разработчики планировали создать обычный тур-

бокомпрессорный «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 ГТД будет хуже идеала в 2 раза, он все равно будет все еще впятеро 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

и лопаток турбины. В проекте РТДп даже этого не нужно было делать: двигатель отличался от классического турбореактивного тем, что турбина убрана из газозаборного тракта, она вращает горячий водород, а она, в свою очередь, приводит во вращение компрессор, который подает воздух в камеру сгорания. При разделенных трактах можно значительно поднять давление в сопле, а, следовательно, и экономичность (удельный импульс) двигателя. Поскольку горячий водород берется из теплообменника (который либо выставлен в воздухозаборник, в горячий поток набегающего воздуха, либо вписан в камеру сгорания), основная проблема РТДп, как представляется, была не в каких-то экзотических конструкционных материалах, а в эффективном теплообменнике. Собственно, исследования в этой области велись и ведутся в ЦИАМ, но «идеальный» теплообменник пока так и не разработан.

Нужно отметить, что сложности разработ-



ки пароводородной силовой установки были видны с самого начала. В частности, в заключении ЛИИ им. М.Громова по аванпроекту от 20 июня 1966 г. 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:

...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. Экспериментальные 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, проектировалось ОКБ-300 (с 1966 г. - Московский машиностроительный завод «Союз», сейчас - АМНТК «Союз»). Это был одноконтурный ТРДФ. Новая разработка получила индекс РЗ9-300. Техническое предложение было выдано разработчикам в 1966 г. После закрытия темы «Спираль» работы по данному двигателю в ОКБ-300 продолжения не имели.



Вторым принципиальным новшеством ГСР являлся интегрированный регулируемый гиперзвуковой воздухозаборник, использующий для сжатия практически всю переднюю часть нижней поверхности крыла и носовую часть фюзеляжа. Впоследствии Г.Е.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 от воздухозаборника за счет специально профилированной нижней поверхности фюзеляжа, наклоненной к потоку под углом атаки 4°. На расстоянии 3,25 м (в продольном направлении) до воздухозаборника нижняя поверхность фюзеляжа увеличивала местный угол атаки на 10°. Эту точку можно считать началом горизонтально расположенной поверхности (клина) торможения собственно воздухозаборника. На расстоянии 1,27 м до нижней «губы» воздухозаборника клин торможения вновь увеличивал угол атаки еще на 10°. Нижняя «губа» воздухозаборника была расположена на расстоянии 1,255 м эквидистантно нижней поверхности фюзеляжа. Преодоление теплового барьера для ГСР обеспечивалось соответствующим подбором конструктивных и теплозащитных материалов.

В ряде поздних публикаций указывалась возможность разработки в дальнейшей перспективе на базе ГСР «шестимахового» пассажирского самолета. Однако аванпроект не упоминает никакого «гражданского» использования ГСР, 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 12.000 км (при крейсерской скорости $M=5,0$).

В заключении ЦАГИ по аванпроекту, подписанном В.М.Мясищевым 20 июня 1966 г., отмечалось, 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 исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ в 1965-1975 гг. На 40-м конгрессе FAI, проходившем в 1989 г. в Малаге (Испания), представители NASA дали самолету-разгонщику высокую оценку, отметив, что он «проектировался в соответствии с современными требованиями».

АКРО

(Продолжение следует)