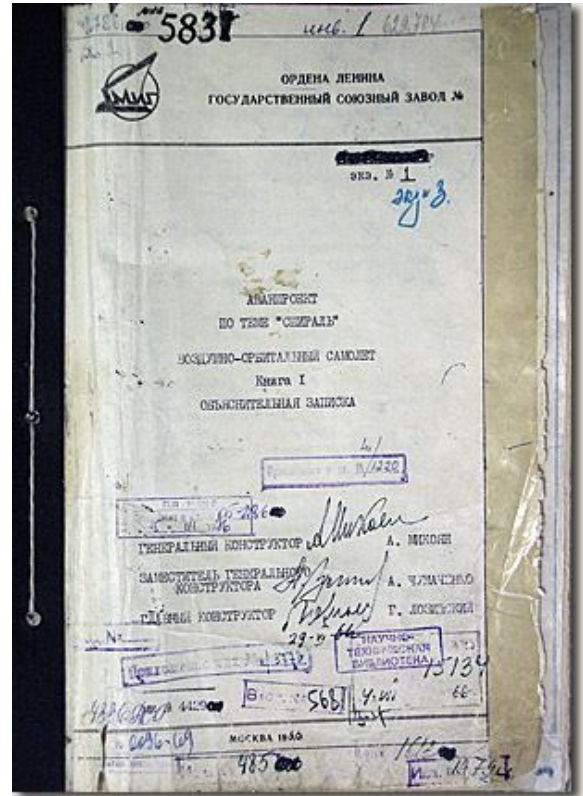


» Воздушно-орбитальный самолет (ВОС) «Спираль»



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 Глеб Евгеньевич Лозино-Лозинский.

Тема по созданию двухступенчатого воздушно-орбитального самолета (в современной терминологии - авиационно-космической системы - АКС) получила индекс «Спираль». Советский Союз серьезно готовился к масштабной войне в космосе и из космоса...

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 совершенно секретная конструкторская документация сегодняшнего дня, причем разработанная с учетом как минимум десятилетней перспективы развития авиационно-космических систем! Творческая дерзость конструкторов

просто

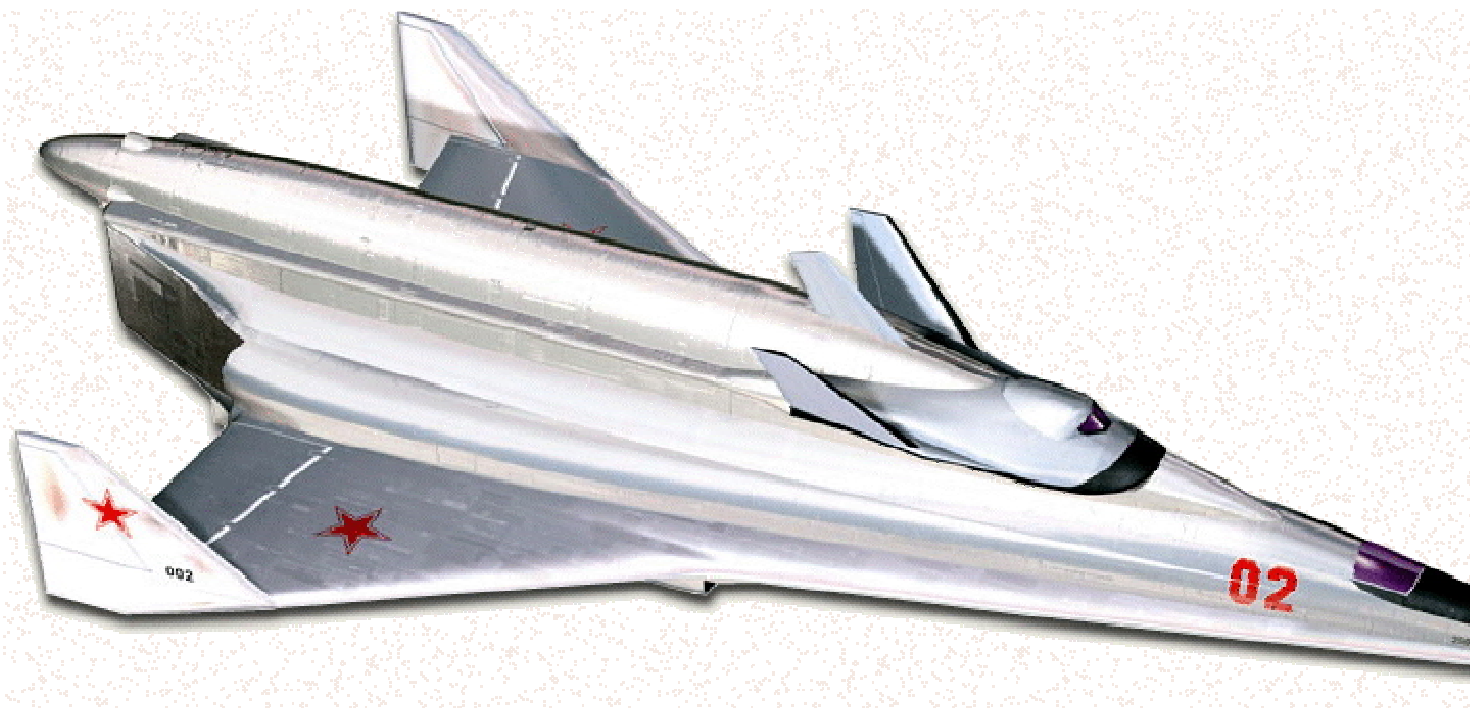
восхищает!

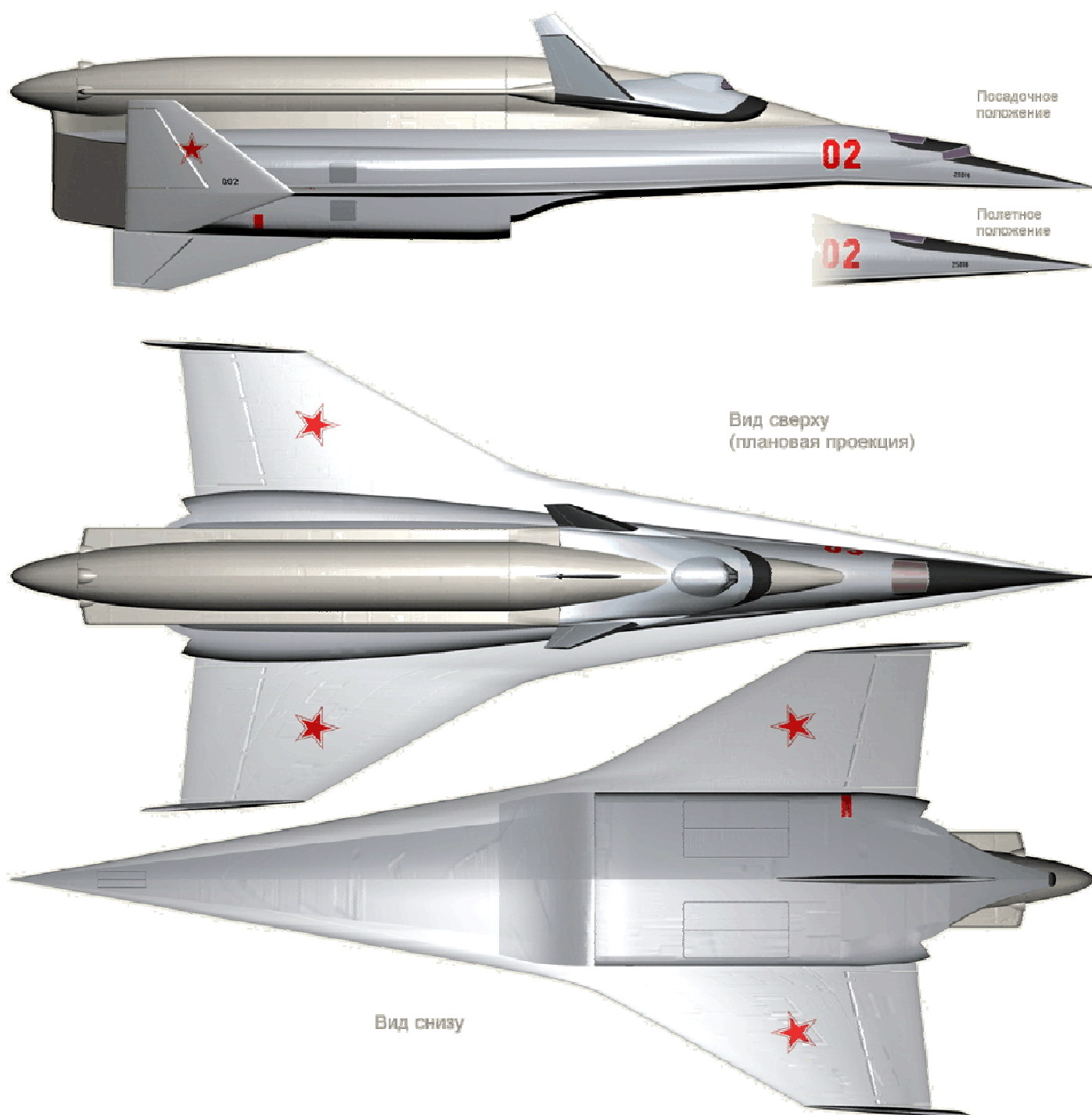
Так что же представлял собой этот уникальный сверхсекретный советский проект космического оружия Лозино-Лозинского?



В соответствии с требованиями заказчика конструкторы взялись за разработку многофазового 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 и дальнейший разгон происходил с помощью ракетных двигателей двухступенчатого ускорителя, работающих на фторо-водородном (F_2+H_2) топливе.





Боевой пилотируемый одноместный ОС многоразового применения (см. рис. ниже) предусматривал использование в вариантах дневного фоторазведчика, радиолокационного разведчика, перехватчика космических целей или ударного самолета с ракетой класса «космос-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 у ударного самолета.

Диапазон опорных орбит составлял 130...150 км по высоте и 45° ... 135° по наклонению в северном и южном направлениях при стартах с территории СССР, 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 - фтор F_2 + амидол (50% N_2H_4 + 50% $BH_3N_2H_4$), должны были обеспечивать изменение наклона орбиты для разведчика и перехватчика на 17° , для ударного самолета с ракетой на борту (и уменьшенном запасе топлива) - $7^\circ \dots 8^\circ$.

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 плюс/минус 1100...1500 км.



Орбитальный самолет в варианте дневного фоторазведчика

В район посадки ОС 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 территории Советского Союза с любого из 3-х витков. Посадка совершалась с использованием турбореактивного двигателя («36-35» разработки ОКБ-36), на грунтовой аэродром II класса со скоростью не более 250 км/ч.

Согласно утвержденному Г.Е.Лозино-Лозинским 29 июня 1966 года аванпроекту «Спирали», ВОС с расчетной массой 115 тонн представлял собой состыкованные воедино крылатые широкофюзеляжные многоразовые аппараты горизонтального взлета-посадки - 52-тонный гиперзвуковой самолет-разгонщик (получивший индекс «50-50»), и расположенный на нем пилотируемый ОС (индекс «50») с двухступенчатым ракетным ускорителем - блоком выведения. В основном варианте на ГСР установлены четыре воздушно-реактивных двигателя (ВРД), работающие 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 предусмотрена установка четырех ВРД (Р-39-300), работающих на керосине и имеющих 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.

Из-за неосвоенности в качестве окислителя жидкого фтора для ускорения работ по ВОС в целом в качестве промежуточного шага предлагалась альтернативная разработка двухступенчатого ракетного ускорителя на кислородно-водородном топливе и поэтапное освоение фторного топлива на ОС - сначала использование высококипящего топлива на азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине (АТ+НДМГ), затем фторо-аммиачное топливо (F_2+NH_3), и только после накопления опыта планировалось заменить аммиак на амидол.

Таким образом, коллектив ОКБ-155 А.И.Микояна летом 1966 года 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 грузов в космос:**

- 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 любой пункт земного шара;
- эффективное маневрирование орбитального самолета не только в космосе, но и на этапе спуска и посадки;
- самолетная посадка ночью и в сложных метеоусловиях 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 многоразового ускорителя с ПВРД со сверхзвуковым горением, что позволяло в перспективе создать полностью многоразовый комплекс.

Конструкторы надеялись, что указанные особенности ВОС обеспечат его экономическую целесообразность, оперативное решение военных задач и эффективное использование околоземного космического пространства в военных целях.

Для натурной обработки конструкции и основных систем, которые в дальнейшем должны быть применены на боевых самолетах, в аванпроекте был детально проработан экспериментальный пилотируемый одноместный орбитальный самолет многоразового применения, который с целью ускорения работ, не дожидаясь разработки ГСР, должен был выводиться на орбиту с помощью ракеты-носителя «Союз» (изделие 11А511 разработки ОКБ-1 С.П.Королева); и аналог орбитального самолета, запускаемый с самолета-носителя Ту-95 аналогично ракете Х-20.