

ОРБИТАЛЬНЫЕ САМОЛЁТЫ СИСТЕМЫ «СПИРАЛЬ»

В.П.Лукашевич
В.А.Труфакин
С.А.Микоян



(Продолжение.
Начало в №5 2005 г.)

Боевые пилотируемые ОС

На базе ЭПОС планировалось создать следующие варианты боевого пилотируемого ОС:

- разведчика для дневной фото- и постоянной всепогодной РЛ-разведки;
- ударного ОС с ракетой «космос-земля» для уничтожения авианосных соединений противника и малоподвижных площадных целей;
- инспектора-перехватчика космических целей.

Из всех вариантов конструкторы наибольшее внимание уделяли варианту дневного фоторазведчика. Это связано с первоочередными потребностями военного заказчика системы, с одной стороны, и с более лёгкой модификацией детально проработанно-

го ЭПОС в фоторазведчик, с другой. Остальные варианты разрабатывались на основании технических требований Минобороны и требовали доработки конструкторской документации по мере уточнения методов боевого применения и дальнейшего продвижения смежных работ по оборудованию и бортовым системам.

Было определено, что боевой ОС при одинаковой с экспериментальным ОС геометрии может иметь закабинный отсек для размещения спецоборудования объёмом 2 м³, что полностью удовлетворяет варианты разведчика и перехватчика. В ударном варианте для размещения ракеты «космос-земля» объёма закабинного отсека явно не хватало, и дополнительный объём 2 м³ решили получить за счёт уменьшения запаса топлива.

Ударный ОС и радиолокационный разведчик имели разворачиваемые на орбите внешние антенны, которые сбрасывались перед сходом с орбиты. Отличительной чертой боевых вариантов являлась возможность выполнения манёвра по изменению плоскости орбиты для повторного прохода над одной и той же точкой земной поверхности (при выполнении боевого задания).

Исследования показали, что максимальная потребная величина угла поворота орбиты для двукратного прохождения над целью равна 17°. Эта величина угла поворота и была принята за основу на начальном этапе работы над боевыми вариантами фоторазведчика, радиолокационного разведчика и космического перехватчика. Именно требуемая величина угла поворота плоскости

Потребная масса и объём топлива для выполнения манёвра по повороту плоскости орбиты и выдаче тормозного импульса для схода с орбиты

Окислитель	Компоненты топлива				
	Четырёхокись азота	Фтор	Фтор	Кислород	Фтор
Горючее	Диметилгидразин несим.	Аммиак	Амидол	Водород	Водород
Удельный импульс, с	325	407	423	455	475
Удельный вес, кг/л	1,176	1,16	1,28	0,36	0,64
Угол поворота плоскости орбиты, град:	Отношение требуемой массы топлива (кг) к его объёму (м ³)				
17+0,5	5460/4,66	4020/3,46	3840/3,0	3840/9,7	3290/5,15
22+0,5	7820/6,65	5640/4,86	5360/4,2	4840/13,42	4550/7,12

орбиты, в итоге, сыграла решающую роль при выборе компонентов топлива боевых вариантов.

Определяя вид топлива, конструкторам необходимо было вписаться в существующие массогабаритные ограничения топливных отсеков и обеспечить требуемую энергетику космических аппаратов. Результаты комплексных исследований, проведённых совместно ЦИАМ, ОКБ-165, ОКБ-16 Минавиапрома и ОКБ-456 Минобщемаша показали, что для решения задачи поворота плоскости орбиты на требуемые углы ($17^\circ+0,5^\circ$ и $22^\circ+0,5^\circ$) с учётом всех ограничений применимы только высокоэнергетические виды топлив с жидким фтором в качестве окислителя или жидким водородом в качестве горючего.

Поворот плоскости орбиты на 17° обеспечивал повторный выход только на одиночные цели, поэтому рассматривался военными как минимально необходимый. Для гарантированного выхода на обнаруженные на предыдущем витке рассредоточенные цели был необходим поворот плоскости орбиты на 22° . Поэтому конструкторы сразу работали, что называется, «на перспективу». «Довесок» к требуемому углу поворота в $0,5^\circ$ соответствовал количеству топлива, необходимого для выдачи тормозного импульса для схода с орбиты.

Оказалось, что жидкий водород не подходит из-за своей малой плотности и, как



Аппарат БОР-2.

следствие, больших потребных объёмов. Поэтому для боевого маневренного ОС были приняты в качестве компонентов топлива оптимальные по весу и объёму фтор и амидол с оговоркой, что на первом этапе будут применены фтор и аммиак.

Выбранные запасы топлива определили суммарную массу боевого ОС в 8800 кг при трёхвитковом орбитальном полёте и конечную массу 4900 кг - после манёвра на орбите высотой 130 км.

Агрессивность и токсичность фтора особых опасений у разработчиков не вызывали – в заключении ЦИАМ высказывалось мнение, что «технология производства фтора, его хранения и транспортировки практически решены. По состоянию опытных работ можно предполагать, что товарные поставки фторных отечественных ЖРД смогут начаться (при наличии соответствующих постановлений) через 5-6 лет».

Заказчик (в лице ЦНИИ-30), анализируя представленные в аванпроекте варианты боевых ОС и всего комплекса в целом, особо отметил в заключении:

«В проекте оригинально решены трудные для такого космического аппарата вопросы теплозащиты и работоспособности теплонапряжённой конструкции, вопросы управляемости и балансировки, вопросы размещения оборудования и спасения экипажа на различных этапах полёта.

В проекте по ОС:

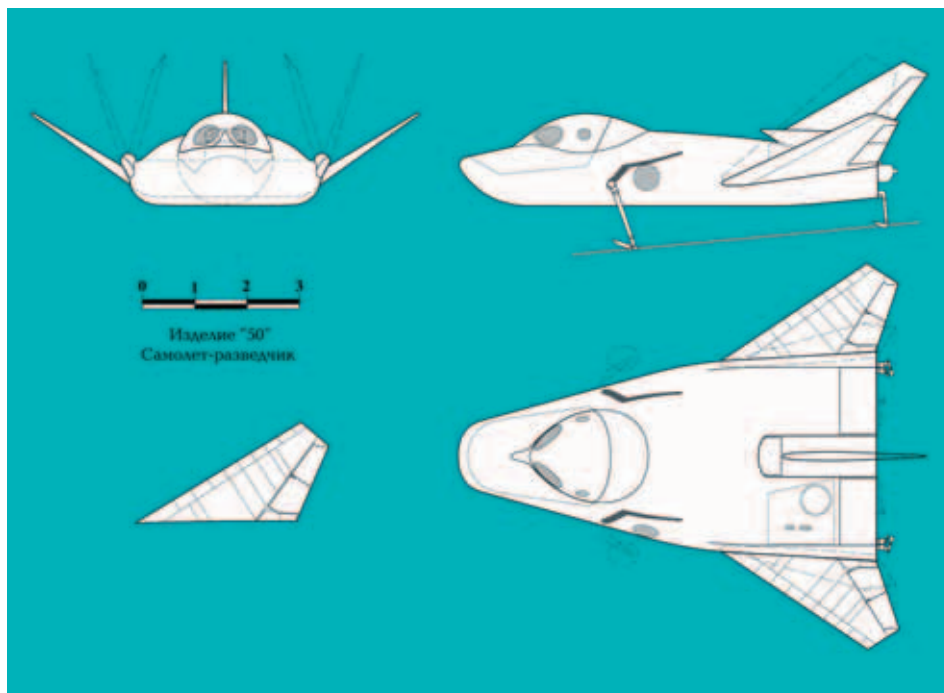
- в своей основе удовлетворяются требования ВВС по составу оборудования ОС в вариантах разведчика, ракетноносца и инспектора-перехватчика, по средствам спасения и безопасности полёта;

- удовлетворяются требования ВВС по высотам и продолжительности полёта, по маневренным возможностям на возвращении и по посадке;

- предусматриваются достаточно боль-



Аппарат БОР-2 демонстрировался в этом году на Международном авиакосмическом салоне «МАКС-2005».



шие маневренные возможности ОС в варианте разведчика по обеспечению поворота плоскости орбиты (на 17°), которые, однако, могут обеспечить повторный выход только на одиночные цели и не позволяют осуществлять в полной мере повторный выход на группу целей и, следовательно, могут рассматриваться как минимально необходимые.

В проекте по ОС-стартовой системе:

- обеспечивается вывод на круговую орбиту с высотами 110-150 км ОС весом до 10,3 т (без учёта параллакса плоскости орбиты выведения относительно точки старта – до 11 т);

- удовлетворяются требования ВВС по возможному параллаксу выведения (до 750-800 км).

В целом в проекте предусматривается получение достаточно высоких лётно-технических характеристик воздушно-космического комплекса. Разработанный ОКБ-155 МАП аванпроект воздушно-космического комплекса в своей основе удовлетворяет требованиям ВВС к этому новому боевому космическому средству.

Впоследствии, тем не менее, именно Министерство обороны отказалось от реализации проекта «Спираль», и все оставшиеся работы (постройка и полёты атмосферного ОС-аналога «105.11», запуски первых «БОРов») велись в инициативном порядке Миновиапромом за счёт своих фондов.

Дневной фоторазведчик

Предназначался для детальной оперативной разведки малогабаритных наземных и подвижных морских заданных целей. Качественное преимущество ОС-разведчика как средства дальней разведки и целеуказания морских объектов заключалось в его способности эффективно действовать за пределами досягаемости авиационных разве-

дывательных комплексов, подвергаясь существенно меньшему воздействию со стороны противника.

Способность орбитального фоторазведчика изменять манёвром плоскость орбиты на 17° создавало возможность двукратного прохождения над любой целью, расположенной севернее 10° широты в восточном полушарии и севернее 20° широты в западном полушарии, что повышало вероятность получения информации о цели и её достоверность.

Поиск цели и визуальные наблюдения за земной поверхностью должны были вестись лётчиком через оптический визир, расположенный в кабине. При этом кратность увеличения визира могла плавно изменяться от 3 до 50. Визир оснащался управляемым отражающим зеркалом для отслеживания цели с дистанции до 300 км. Совмещение плоскости оптической оси фотоаппарата и визира с целью производилось лётчиком вручную. Съёмка осуществлялась автоматически при совпадении оси визира с целью. Один снимок охватывал размер площади на местности 20×20 км. Дистанция фотографирования вдоль трассы – до 100 км. За один виток лётчик должен успеть сфотографировать 3-4 цели. При необходимости повторного прохода над целью по команде лётчика СНАУ обеспечивала автоматическое выполнение манёвра.

Для повышения надёжности целевых бортовых систем фоторазведчика предусматривалась разработка дублированной системы ручного выполнения манёвра по директорным приборам, замены фотоаппарата детальной разведки на фотоаппарат обзорной разведки, велась разработка аппаратуры системы обработки и дешифрирования плёнки на борту с телевизионной передачей на землю наиболее важных участков съёмки.

Радиолокационный разведчик

Предполагался как дальнейшее развитие фоторазведчика. Модификацию облегчало соответствие весов и габаритов радиолокационного и фотооборудования. Отличительной чертой РЛ-разведчика являлось наличие внешней разворачиваемой одноразовой антенны размером $12 \times 1,5$ м. Предполагаемая разрешающая способность должна была лежать в пределах 20-30 м, что достаточно для разведки морских авианосных соединений и крупных наземных объектов (ширина полосы обзора при разведке наземных объектов – 25 км, морских – до 200 км).

Ударный ОС

Ударный ОС предназначался для ведения активных боевых действий в космосе и нанесения ударов из космоса по надводным и наземным целям, прежде всего, по авианосным ударным соединениям противника.

Ударный ОС оснащался ракетой «космос-земля». Предполагалось, что пуск ракеты будет производиться из-за горизонта при наличии целеуказания от другого ОС-разведчика или спутника. Уточнённые координаты цели определялись локатором и средствами навигации ОС. Ракета стартовой массой 1700 кг при точности целеуказания ± 90 км обеспечивала поражение морской цели (типа авианосец), движущейся со скоростью до 32 узлов, с вероятностью 0,9 (круговое вероятное отклонение боеголовки – 250 м).

Количество топлива для манёвра на орбите у ударного ОС было меньше на величину массы ракеты с таким расчётом, чтобы суммарная стартовая масса оставалась в пределах 8800 кг. Поэтому ударный ОС мог повернуть плоскость орбиты на небольшой угол, что позволяло повторно пролететь над целью, находящейся только в высоких широтах.

ОС в ударном варианте сочетал в себе положительные свойства «глобальной» (орбитальной) ракеты и обычного ОС. Он, как обычный ОС, мог осуществлять прицельный пуск ракеты, обеспечивая тем самым возможность поражения подвижных (морских) объектов, а также малоразмерных объектов, с более высокой точностью по сравнению с «глобальной» и баллистическими ракетами. В то же время он, как и «глобальная» ракета, осуществлял полёт на сравнительно малой высоте, с большей скоростью, чем скорость баллистической ракеты, и мог поражать цели с постоянной эффективностью на любой дальности и с любых возможных направлений.

Теоретической базой для начала работ по «глобальной» ракетам в СССР в 1961 г. и планов их боевого применения послужили следующие соображения.

Головные части межконтинентальных баллистических ракет (МБР) длительное время считались неуязвимыми для средств ПРО противника. Однако были разработаны системы, которые, используя сам принцип баллистического полёта ракеты (известный

закон движения, максимальная высота траектории - более 1000 км), давали возможность раннего обнаружения (в первые минуты полёта, за 30-40 мин. до нападения) и точного прогнозирования траектории полёта ядерной боевой части (БЧ), указывали координаты намеченной цели и позволяли вести эффективную борьбу с ними.

Известные способы защиты БЧ (ложные цели, увод корпуса ракеты и др.) в большинстве своём до конца не решали задачу прорыва БЧ к цели. Особенно это было актуально для советских ракет, летящих на США через Северный полюс, т.к. США создали эшелонированную систему обнаружения МБР (летящих с северного направления) - NORAD, закрывающую весь североамериканский континент.

Как показали исследования, радикальным решением, существенно снижавшим эффективность средств ПРО противника в борьбе с БЧ, могло стать создание «глобальных» ракет, т.е. обеспечение движения ракет не по баллистическим, а по низким орбитальным (глобальным) траекториям ИСЗ при высоте орбиты порядка 150 км, с последующим выводом БЧ на цель путем её торможения в заданной точке траектории ИСЗ (каковым и являлась БЧ).

Защита БЧ обеспечивалась за счёт того, что на низких высотах полёта дальность обнаружения БЧ средствами ПРО противника уменьшалась до 500-600 км против 4000-8000 км для баллистических траекторий. Соответственно, располагаемое время для поражения БЧ сокращалось до 2 мин. вместо 12-15 мин. Другим важным фактором защиты БЧ являлась способность «глобальной» ракеты атаковать ядерной БЧ с низкой околоземной орбиты наземную цель с любого незащищённого (например, южного) направления.

Возможность стрельбы «глобальными» ракетами в прямом и противоположном направлениях по отношению к цели требовала от противника создания круговых средств ПРО.

В разработке и постановке «глобальных» ракет на боевое дежурство имелся и юридический аспект. Дело в том, что после первых испытательных американских и советских ядерных взрывов в околоземном пространстве в 1963 г. был принят международный договор о неразмещении ядерного оружия в космосе. Но если в полёте боевая часть не замыкает свой первый виток вокруг Земли, то юридически она не выходит на орбиту и, тем самым, договор не нарушается. Таким образом, в мирное время остаётся возможность проведения испытаний «глобальных» ракет, соблюдая международные соглашения.

Ясно, что и в тот период не любая дорогая ракетно-космическая программа, даже необходимая для обороноспособности страны, принималась к исполнению. Достаточно вспомнить ответ Н.С.Хрущёва на предложение В.Н.Челомея разместить РН УР-500 («Протон») с моноблочной термоядерной БЧ

мощностью 30 Мт в шахте с автоматической револьверной или линейной перезарядкой шестью ракетами: «Или ваша шахта, или коммунизм!» Справедливости ради нужно отметить, что, согласно ряду источников, шахту на Байконуре всё-таки начали строить, но снятие Н.С.Хрущёва с поста руководителя государства остановило строительство.

Но действительно ли стоимость программы была чрезмерной?

Известно, что при сравнительной оценке сложных технических (в том числе военных) систем определяющим является критерий «стоимость-эффективность». Предпочтительней всегда является та система оружия, которая при одинаковых затратах (стоимости) нанесёт противнику больший ущерб, либо при одинаковом наносимом ущербе будет стоить дешевле.

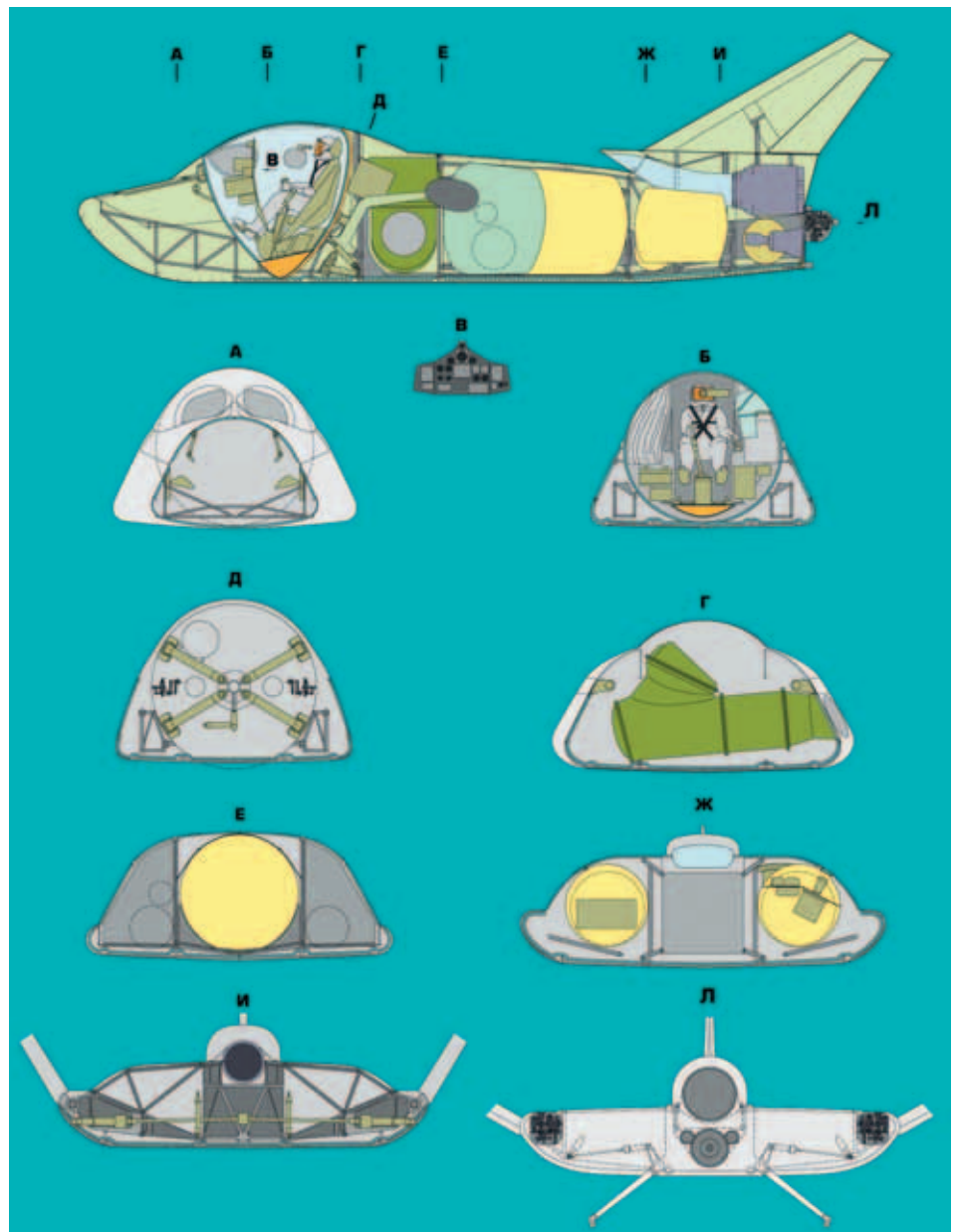
И вот здесь материалы аванпроекта «Спираль» неопровержимо показывают превосходство «глобальных» ракет и ударного варианта ОС (естественно, в том виде, в той

обстановке и в то время) по сравнению с МБР.

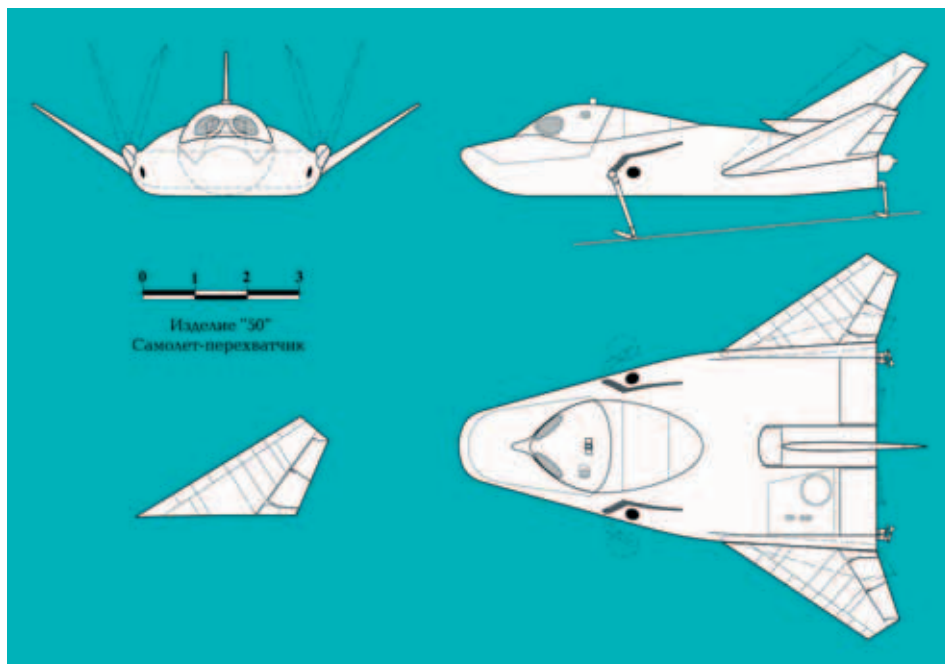
Как правило, гарантированное уничтожение цели характеризуется определённой (заданной) вероятностью её поражения МБР. Но с развитием системы ПРО противника будет повышаться эффективность перехвата одиночной ракеты. Поэтому для нанесения цели ущерба «не ниже заданного» (т.е. неизменности числа ракет, успешно преодолевших ПРО) потребуется увеличить общее число запускаемых МБР (потребный наряд МБР).

Очевидно, что применение МБР по одиночным малоразмерным подвижным и высокопрочным целям с ростом эффективности ПРО становится нецелесообразным. Наиболее результативным способом снижения эффективности объектовой ПРО противника является сокращение промежутка времени с момента обнаружения подлетающей БЧ до момента поражения цели.

Проще всего это достигается за счёт применения ОС, летящих на высотах 100-



Компоновочная схема дневного фоторазведчика.



150 км. В этом случае системе ПРО может просто не хватить времени на перехват атакующей БЧ из-за малой дальности её обнаружения.

Анализ показывает, что вероятность перехвата одиночной МБР реальной системой ПРО вероятного противника 1960-х годов (вооружённой ракетами Nike-Zeus) составляет 0,5-0,87. В этих же условиях, вследствие уменьшения располагаемого времени вероятность перехвата «глобальной» ракеты, имеющей такую же высоту полёта, как и ОС, не превышает величину 0,05-0,3.

Нетрудно подсчитать, что для гарантированного уничтожения цели (вероятность выполнения задания 0,9), защищённой ПРО на основе зенитных ракет Nike-Zeus, необходимо 12 МБР или 4 «глобальные» ракеты. Таким образом, при близкой стоимости МБР и «глобальной» ракеты стоимость уничтожения цели с помощью последней окажется в три раза дешевле. И даже если «глобаль-

ную эффективность ПРО противника по сравнению с перехватом «глобальных» ракет.

Отсюда разработчики «Спирали» делали вывод - ударный ОС является очень эффективным средством поражения целей на поверхности Земли. Более того, его эффективность по сравнению с МБР будет возрастать по мере развития системы ПРО.

Дальнейший ход развития противостояния «глобальных» (орбитальных) ракет СССР и систем ПРО США подтвердил правоту конструкторов «Спирали». В 1972 г. между СССР и США был подписан договор по ограничению систем ПРО. Согласно его условиям, сторонам запрещалось создавать (испытывать) и развёртывать системы ПРО территории страны и разрешалось развёртывание только по одному комплексу ПРО для защиты любого объекта (на выбор) каждой из сторон.

В результате, СССР в первой половине 1970-х годов защитил противоракетной обо-

роной Москву, поставив на боевое дежурство в Подмоскowie комплексы ракет-перехватчиков А-135, а США развернули объективную систему ПРО на базе противоракет Nike-X вокруг базы МБР Гранд Форкс.

25 августа 1969 г. на Байконуре заступил на боевое дежурство (официальное принятие на вооружение - 19 ноября 1969 г.) единственный ракетный полк, вооружённый орбитальными ракетами «Р-36-Орб» (зарубежное обозначение - SS-9 Mod 3/Scarp).

18 ракет (8К69) шахтного базирования, оснащённых боеголовками системы «частично-орбитального бомбометания», простояли на боевом дежурстве до 1983 г., после чего были уничтожены в соответствии с советско-американским договором об ограничении стратегических вооружений (ОСВ-2).

Инспектор-перехватчик космических целей («50-22»)

Последним проработанным вариантом боевого ОС был инспектор-перехватчик космических целей. При определении его боевых возможностей и тактики применения конструкторы исходили из того, что (по статистике запусков) орбиты основных космических целей лежат в диапазоне высот 250-1000 км.

Предлагались два варианта ОС. Первый - инспектор-перехватчик с выходом на орбиту цели, сближением с ней на расстоянии 3-5 км и уравниванием скорости между перехватчиком и целью. После этого лётчик мог провести инспекцию цели с помощью оптического визира с 50-кратным увеличением (разрешением 1,5-2,5 см) с последующим фотографированием.

В случае принятия решения на уничтожение цели в распоряжении пилота были шесть самонаводящихся ракет разработки СКБ МОП массой 25 кг каждая, обеспечивающих поражение целей на дальности до 30 км при относительных скоростях до 0,5 км/с и промахе до 3-5 км, выбираемом системой наведения ракеты.

Ракеты устанавливались в индивидуальных контейнерах в кабинном отсеке. Двигатели ракет запускались на борту самолёта («горячий» старт), для чего предусматривались специальные газотводные каналы. Запаса топлива перехватчика хватало на перехват двух целей, расположенных на высотах до 1000 км при углах некомпланарности орбит целей до 10°.

Потребный наряд МБР для обеспечения заданной вероятности поражения целей в зависимости от эффективности системы ПРО противника

Вероятность перехвата одиночной МБР системой ПРО противника	Заданная вероятность поражения цели			
	0,99	0,9	0,7	0,5
0,95	90	45	24	14
0,9	44	22	12	7
0,5	7	4	2	1
0,25	4	2	1	1

ная» ракета будет в два раза дороже МБР, то, всё равно, экономия составит 30%. Здесь важен подсчёт не абсолютной, а относительной стоимости.

Но, в отличие от «глобальных» ракет, пилотируемый ОС, располагая бортовыми средствами информации о действиях противника, может выполнить противоперехватный манёвр, выпустить ложные цели и включить активные РЛ-помехи в оптимальные моменты времени. А это, в свою очередь, приведёт к дальнейшему сниже-

Массовая сводка ОС «50-22»

ОС с полной нагрузкой, кг	8800
Активное топливо ЖРД для манёвра на орбите, кг	3750
Количество топлива ЖРД для торможения при сходе с орбиты, кг	80
Гарантийный запас топлива ЖРД, кг	120
Количество топлива ГДУ (с гарантийным запасом 30 кг), кг	200
Количество топлива ТРД, кг	200
Масса ОС с лётчиком без топлива, кг	4450
Спецоборудование, кг:	
снаряды	150
визир и визир-ориентатор	80
Резерв для спецоборудования, кг	270

Второй вариант - дальний перехватчик, оснащённый самонаводящимися ракетами разработки СКБ МОП, обеспечивающими перехват космических целей на пересекающихся курсах при углах некомпланарности в диапазоне $\pm 180^\circ$ при промахе перехватчика до 40 км, компенсируемом ракетой.

Максимальная дальность пуска ракеты составляла 350 км. Масса ракеты с контейнером - 170 кг. Поиск и обнаружение заранее заданной цели, а также наведение ракеты на цель производилось лётчиком вручную с помощью оптического визира. В течение одного полёта обеспечивался перехват двух целей, находящихся на высотах до 1000 км.

У обоих вариантов ОС из-за наличия кабина ракетного отсека была несколько изменена внешняя геометрия верхней части корпуса.

Представителям ВВС особенно нравилось, что «орбитальный самолёт в варианте инспектора-перехватчика, обладая маневренными возможностями в космосе и на возвращении, а также точной посадкой, может обеспечить более регулярные и оперативные полёты для выполнения задач инспекций и перехвата, чем это может сделать аппарат полубаллистического типа. А использование для его запуска самолётной стартовой системы даёт ему возможность облегчить и ускорить эти операции, так как воздушный старт обеспечивает возможность запуска его в плоскость инспектируемой цели без расфазирования инспектора и цели».

Анализ показывал существенные преимущества ОС-перехватчика с воздушным стартом перед аппаратом со стационарным ракетным стартом.


Расчёты подтверждали, что при наличии двух стартовых аэродромов, разнесённых на 600-900 км по широте, самолёт-разгонщик с параллаксом старта до 750 км может вывести ОС в плоскость орбиты цели, летящей на высоте 1000-1500 км, таким образом, что время ожидания на орбите для инспектирования цели в дневных условиях и с минимальными энергетическими затратами не превысит 5 ч. Энергетические затраты ОС, необходимые на сближение с целью, выравнивание скоростей полёта, возвращение и посадку, не превышали величины, эквивалентной 1-1,5 км/с характеристической скорости.

В то же время при ракетном старте, когда точка старта (по условиям падения первых ступеней) строго фиксирована и разрешённые углы запуска ограничены, время ожидания космического инспектора-перехватчика на промежуточной орбите для обеспечения приемлемых условий встречи с целью составляет в среднем 10 ч, а в отдельных случаях - нескольких суток. Запас топлива на борту ОС вследствие возможной некомпланарности орбит должен соответствовать характеристической скорости не менее 2-2,5 км/с (чтобы обеспечить одинаковые с воздушно-космиче-

ским вариантом старта условия инспекции и перехвата целей).

Таким образом, мобильный воздушный старт для космического инспектора являлся определяющим с точки зрения обеспечения оперативности перехвата.

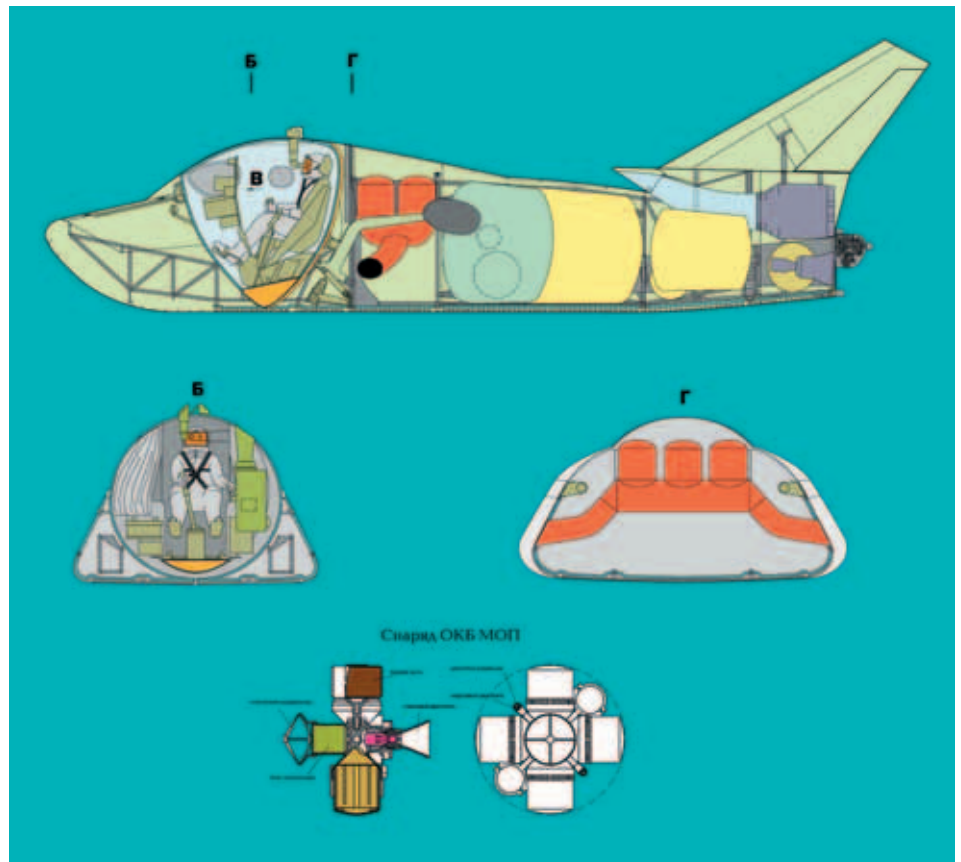
Но потребности заказчика «Спираль» шли дальше. В документе, датированном 15 июня 1966 г., ставилось требование «проработать возможность решения орбитальным самолетом в варианте инспектора-перехватчика задачи улавливания или частичного демонтажа элементов космических объектов противника, а также проработать возможность

использования с него межспутниковой станции для обеспечения операций инспекций и перехвата в условиях, когда существует искусственный радиационный пояс Земли». Другими словами, речь шла о возможности не только инспектировать или уничтожать вражеские спутники, но и «брать их в плен», хотя бы частично. Для полноты картины будущих сражений в космосе нужно добавить, что искусственный радиационный пояс Земли возникает только в результате космических ядерных взрывов. 

(Окончание следует)

Основные характеристики ОС «50-22»

Высота инспекции двух целей, расположенных на орбитах с углом наклона 10° - 1000 км.
Дальность начала поиска цели - 100 км.
Дальность между ОС и целью при проведении инспекции - 3-5 км.
Размер распознаваемого предмета на цели (на дистанции 3-5 км) - 6-10 см.
Угол поля зрения визира при проведении инспекции (увеличение - 50, диаметр объектива - 125 мм) - 3° .
Угол поля зрения визира при проведении поиска цели (увеличение - 15,6, диаметр объектива - 125 мм) - 10° .
Увеличение визира-ориентатора - 8.
Угол поля зрения визира-ориентатора - 9° .
Диаметр входного зрачка визира-ориентатора - 64 мм.
Фокусное расстояние фотоаппарата - 1100 мм.
Угол поля зрения фотоаппарата - 3° .
Относительное отверстие фотоаппарата - 1:7.
Разрешающая способность фотоаппарата - 35 линий/мм.
Размер распознаваемого фотоаппаратом предмета на цели (на дистанции 3-5 км) - 17-28 см.
Размер кадра фотоаппарата - 55x55 мм.
Точность системы ручного управления ориентацией ОС:
по угловым координатам - $10-15'$;
по угловой скорости - 0,05-0,1 град/с.



Компоновочная схема перехватчика космических целей.