

ВОЗДУШНО-ОРБИТАЛЬНАЯ СИСТЕМА «СПИРАЛЬ»



В.П.Лукашевич
В.А.Труфакин
С.А.Микоян

(Окончание. Начало в «АКО» №3 2005 г.)

Ракетный ускоритель

Блок выведения представлял собой одно-разовую двухступенчатую ракету-носитель, расположенную в «полутопленном» положении в ложементе «на спине» ГСР. Для ускорения разработки в аванпроекте предусматривалась разработка промежуточного (на топливе водород-кислород, H_2+O_2) и основного (на топливе водород-фтор, F_2+O_2) 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.

В качестве окислителей для водорода можно использовать жидкие кислород и фтор. С точки зрения технологичности и безопасности кислород более предпочтителен, но его применение в качестве окислителя для водородного топлива приводит к значительно большим потребным объе-

мам баков (101 м^3 против $72,12 \text{ м}^3$), т.е. к увеличению миделя, а, следовательно, лобового сопротивления самолета-разгонщика. А это уменьшает его максимальную скорость расцепки до $M=5,5$ вместо $M=6$ при использовании фтора. При выборе фтора в качестве окислителя для ракетного ускорителя сыграл свою роль и тот фактор, что при применении фтора (расчетный удельный импульс 462-482 с) выводимая на орбиту полезная нагрузка составляет 9-10% от взлетной массы системы, а при применении кислорода (удельный импульс 440-455 с) – только 7,5-8%.

Общая длина ракетного ускорителя (на фторо-водородном топливе) – 27,75 м, включая 18,0 м первой ступени с донным стекателем и 9,75 м второй ступени с полезной нагрузкой – орбитальным самолетом. Вариант кислородно-водородного ракетного ускорителя получался на 96 см длиннее и на 50 см толще.

В аванпроекте предполагалось, что фтороводородный ЖРД тягой 25.000 кгс (с удельным импульсом в пустоте 462-482 с) для оснащения обеих ступеней ракетного ускорителя будет разрабатываться в ОКБ-456 В.П.Глушко на базе отработанного ЖРД тягой 10.000 кгс на фторо-аммиачном (F_2+NH_3) топливе (впоследствии в открытой печати



Третий аппарат SV-5D (X-23) в экспозиции музея ВВС США.

этот двигатель получил наименование РД-301).

Снизить затраты при разработке ЖРД планировалось за счет использования опыта создания и готовых комплектующих (в первую очередь систем автоматики) с двигательной установки I и II ступеней ракеты-носителя 8К84. Отличительной чертой двухступенчатого ракетного ускорителя являлся наплыв размахом 3,5 м - конструктивное продолжение фюзеляжа ОС, который располагался по всей длине ракетного ускорителя, фактически превращая его в двухступенчатую крылатую ракету-среднеплан. Наплыв служил для облегчения отделения (расцепки) ускорителя от ГСР, создавая, подобно крылу сверхмалого удлинения, дополнительную «отрывающую» подъемную силу.

Первая ступень ракетного ускорителя оснащалась четырьмя ЖРД тягой по 25.000 кгс каждый. На этапе полета ускорителя в составе ГСР выступающая часть сопла каждого ЖРД закрывалась коническим обтекателем, а донный срез ступени для уменьшения аэродинамического сопротивления - сбрасываемым обтекателем-стекателем. Корпус первой ступени был образован несущими баками компонентов топлива (окислитель F_2 спереди, топливо H_2 - сзади), имеющих общую совмещенную гермостенку. Вторая ступень ускорителя имела сложную несимметричную компоновку, обусловленную уплотненным положением ОС внутри внешнего контура ступени. Фактически топливная арматура ступени, включая бак с топливом, была «размазана» вокруг хвостовой части ОС. Основу силовой схемы второй ступени составляла силовая рама. На нее снизу (в стартовом положении ГСР при соответственно горизонтальном положении ступе-



Аппарат M2-F1 в полёте на привязи за самолётом-буксировщиком. НИЦ имени Драйдена, 1964 г.

ни - сзади) крепился маршевый ЖРД тягой 25.000 кгс, а сверху (соответственно спереди) - на разрывных связях - ОС. Вокруг ЖРД располагался тороидальный топливный (H_2) бак, под ОС (при горизонтальном положении ступени) - конформный бак с окислителем (F_2). Носовая часть и «спина» ОС на этапе полета с ГСР закрывались сбрасываемыми обтекателями.

Орбитальный самолет

На ранней стадии развития возвращаемых с орбиты маневренных гиперзвуковых летательных аппаратов наиболее приемлемыми в рамках существовавших технологий считались конфигурации, обеспечивавшие низкие уровни тепловых потоков к поверхности аппарата. Этому требованию удовлетворяли аэродинамические компоновки типа «несущий корпус». Существенно отличаясь от компоновки классических самолетных форм, аэродинамические компоновки типа «несущий корпус» потребовали проведения большого количества дополетных исследований не только при гиперзвуковых, но и при более низких (вплоть до посадочных) скоростях.

НИР по теме «Спираль», проведенные в 1965-1976 гг., позволили решить целый ряд принципиальных задач по системе управления. Были сформулированы требования к аэродинамической компоновке ОС и системе аэродинамического и газодинамического управления, проанализированы траектории, области достижимости, режимы полета и возможные методы управления; сформулированы требования к аэродинамическому качеству ОС на всех режимах, в том числе при бездвигательной посадке, выполнен большой объем исследований по динамике и управлению ОС, включая исследования на специально созданном под этот проект в ЦАГИ пилотажном стенде МК-10, включавшим в свой состав натурную головную часть аналога ОС. Объем этих исследований был значительно расширен после ввода в эксплуатацию в 1976 г. на базе Центра подготовки космонавтов пилотажно-исследовательского комплекса «Пилот-105» с задействованием в контур управления центрифуги ЦФ-7.

Конструкторы фактически предложили разработать семейство летательных ап-

Сравнительные параметры вариантов ракетных ускорителей

Технические характеристики	Основной	Промежуточный
Удельный импульс, с	460	455
Длина (с ОС и обтекателем), м	27,75	28,71
Масса пустого, кг	6150	8620
Взлетная масса (без ОС), кг	52.700	51.120
Соотношение компонентов	1:14	1:7,5
Параметры 1 ступени:		
масса пустой ступени, кг	5500	7700
топливо	жидкий H_2	жидкий H_2
масса топлива, кг	2800	4500
объем топлива, m^3	40,00	60,00
окислитель	жидкий F_2	жидкий O_2
масса окислителя, кг	39.200	33.750
объем окислителя, m^3	25,00	30,90
диаметр баков, м	2,50	3,00
взлетная масса, кг	47.500	45.950
тяга ЖРД, кгс	4x25.000	4x25.000
Параметры 2 ступени:		
масса пустой, кг	650	920
топливо	жидкий H_2	жидкий H_2
масса топлива, кг	310	500
объем топлива, m^3	4,42	6,67
окислитель	жидкий F_2	жидкий O_2
масса окислителя, кг	4240	3750
объем окислителя, m^3	2,70	3,43
взлетная масса (без ОС), кг	5200	5170
тяга ЖРД, кгс	1x25.000	1x25.000



Аппарат M2-F2 на ВПП НИЦ имени Драйдена, 1966 г.



Сброс аппарата M2-F3 с самолета B-52, авиабаза ВВС США Эдвардс, 1970 г.

паратов, основанных на единой оригинальной аэродинамической компоновке и имеющих близкие размеры и массы. Внешне похожие аппараты должны были поэтапно, шаг за шагом, благодаря постепенному усложнению бортовых систем и расширению круга решаемых задач, приближать разработчиков к главной цели – семейству боевых ОС.

Сначала предлагалось создать самолет-аналог («50-11») для гиперзвуковых суборбитальных «прыжков» в космос, затем экспериментальный пилотируемый орбитальный самолет (ЭПОС) и отработать на нем основные этапы орбитального полета и посадки. Благодаря массогабаритному сходству телеметрической аппаратуры и фотооборудования, ЭПОС можно было легко модифицировать в орбитальный фоторазведчик. И только потом должны были появиться боевые варианты ОС.

При выборе формы и размерности аппарата пришлось учитывать следующие требования:

- температура внешних поверхностей самолета не должна превышать 1400°C, т.к. она являлась предельно-допустимой для единственного отработанного в то время конструкционного тугоплавкого материала – плакированного ниобия ВН-5АП;

- температурные поля на основных поверхностях самолета должны были быть возможно более равномерными для максимального снижения температурных напряжений;

- самолет при спуске с орбиты должен был обладать запасом устойчивости, достаточным для полета на постоянном балансировочном угле атаки в диапазоне 45-65° и минимальном (менее 5°) угле скольжения, т.к. отклонения от этого диапазона углов атаки (в большую или меньшую сторону) и наличие углов скольжения более 5° приводило к возрастанию температуры поверхности и увеличению градиентов температуры;

- посадка ОС не должна была отличаться от нормальной посадки современного самолета;

- полезный объем самолета должен был быть достаточно большим при минимальной омываемой площади его поверхности;

- габариты самолета должны были обеспе-

чивать запуск аппарата с помощью ракеты-носителя «Союз» (11А511) без ее доработки.

Полученный летательный аппарат длиной 8 м и шириной плоского фюзеляжа в зоне крепления киля 4 м был выполнен по схеме «несущий корпус» и имел сильно закругленную оперенную треугольную форму в плане со стреловидностью 74°20'. Выбор большой стреловидности корпуса обеспечивал равномерные температурные поля на нижней части. Ограничения, накладываемые условиями старта на РН «Союз», определили и площадь плановой проекции самолета – 24 м².

При выборе компоновки и алгоритмов управления наши конструкторы внимательно следили за американскими работами по исследовательским беспилотным аппаратам ASV и AEV (6 успешных запусков на суборбитальные траектории с помощью РН Thor в период 1963-1965 гг.), создававшимся в рамках программы ASSET. Аппараты имели форму полуконуса с треугольным крылом и испытывались на скоростях, близких к первой космической. Так, 8 декабря 1964 г.

в рамках программы ASSET 5 с мыса Канаверал был осуществлен первый запуск масштабной модели ракетно-космического самолета Dyna Soar по суборбитальной траектории с помощью баллистической ракеты Thor №247. Цель пуска - изучение аэродинамического обтекания самолета при движении в верхних слоях атмосферы. Максимальная высота подъема макета составила 53 км.

Дальнейшим продолжением работ стала программа START, предусматривавшая исследование вопросов входа в плотные слои атмосферы космических аппаратов, использующих подъемную силу. В рамках программы START исследования проводились по двум направлениям:

- запуск беспилотных аппаратов SV-5D (подпрограмма PRJME). С 21 сентября 1966 г. по 19 апреля 1967 г. выполнено три запуска ракетой-носителем Atlas с авиабазы ВВС Ванденберг в Калифорнии. Достигнута максимальная высота полета 152,4 км и скорость 7,37 км/с. Первые два аппарата при входе в плотные слои атмосферы разрушились, третий аппарат вернулся благополучно;

- исследование пилотируемых гиперзвуковых летательных аппаратов на малых скоростях полета (подпрограмма PJLOT). Подпрограммой PJLOT, а также программой NASA MLBRP предусматривались летные исследования пилотируемых летательных аппаратов с несущим корпусом X-24A, X-24B, M2-F1, M2-F2, HL-10 на дозвуковых и сверхзвуковых режимах полета (ручное управление, обеспечение устойчивости, управляемости и горизонтальной посадки возвращаемых ОС с низким аэродинамическим качеством).

К моменту выпуска в СССР аванпроекта «Спираль» в США уже проводились полеты пилотируемых аппаратов M2-F1 (всего было



Аппарат HL-10, авиабаза Эдвардс, 1966 г.

выполнено 100 полетов за самолетом-буксировщиком с последующей отцепкой на высоте 3600 м), M2-F2 (16 полетов) и HL-10 (24 полета). Разумеется, результаты этих испытаний, включая анализ причин аварии при посадке аппарата M2-F2, были известны в ОКБ А.И.Микояна.

Таким образом, формирование облика ОС «Спираль» производилось не на пустом месте.

Носовое затупление ОС было выполнено в виде 60°-сегмента с радиусом образующей сферы 1,5 м. На атмосферном участке спуска с орбиты на углах атаки самолета в диапазоне 45-65° сегмент располагался под углом $\pm 10^\circ$ к потоку. С учетом лучистого теплообмена с менее нагретой верхней обшивкой это обеспечивало максимальную температуру на носовом затуплении 1400°С. Уменьшение влияния колебаний угла атаки на повышение температуры достигалось выбором необходимого запаса устойчивости и автоматики, ограничивающих колебания по углам атаки и скольжения в пределах $\pm 10^\circ$ и $\pm 4^\circ$ соответственно. Нижняя поверхность самолета была выполнена близкой к плоскости с малым радиусом (равным 150 мм) скругления кромок. Плоская нижняя поверхность и расчетный по температуре диапазон углов атаки на спуске 45-65° обеспечивали получение максимального коэффициента подъемной силы, а следовательно, минимальную температуру поверхности.

Форма верхней поверхности была выбрана из условия получения потребных внутренних объемов, при этом обеспечивалось хорошее обтекание корпуса самолета на дозвуке. На гиперзвуке верхняя поверхность находилась в затененной (срывной) зоне, что обеспечивало низкие температуры ее поверхности (менее 500°С).

Стреловидное крыло (55°) самолета имело V-образную форму. Консоли крыла (площадь каждой 33 м²) с размещенными на них элевонами были выполнены поворотными (отклоняющимися вверх) для исключения их прямого обтекания тепловым потоком при прохождении участка плазмообразования. Угол подъема консолей V, измеряемый от горизонтальной плоскости, мог варьироваться от 115° (25° «внутри» от вертикального положения консолей) - при старте на РН «Союз» (для компактного размещения под головным обтекателем РН), до промежуточных положений в 60-45° - на этапе интенсивного торможения (нагрева). Положение и форма консолей были выбраны так, чтобы при спуске с орбиты ОС самобалансировался в расчетном по температуре диапазоне углов атаки (45-65°) при гиперзвуковом качестве 0,8-0,9, а при обтекании самолета на этих углах атаки поток стекал бы с корпуса на крыло, а не набегал на его передние кромки. Одновременно положение консолей крыла 45° обеспечивало необходимый запас боковой динамической устойчивости в связи с неэффективным вертикальным оперением (килем с рулем направления) на ука-



Аппарат X-24A, авиабаза Эдвардс, 1968 г.

занных режимах полета. Расчетная схема обтекания крыла и корпуса была подтверждена продувками масштабной модели в аэродинамических трубах №121 и №102 ЦАГИ.

Чтобы улучшить посадочные характеристики, на последнем, атмосферном, участке спуска была предусмотрена перебалансировка аппарата на малые углы атаки с максимальным раскладыванием консолей в фиксированное крыльевое положение (до 30°). При этом размах крыла достигал 7,4 м. Таким образом, благодаря выбранной аэродинамической компоновке, из общего размаха на стреловидные консоли крыла приходилось лишь 3,4 м, а остальная, большая часть несущей поверхности соотносилась с шириной фюзеляжа. Хорошее обтекание самолета на дозвуковых скоростях позволило получить аэродинамическое качество 4,5 и коэффициент подъемной силы 0,6-0,8, что при выбранной удельной нагрузке 190 кг/м² обеспечивало посадочную скорость, не превышающую 250 км/ч (как у обычных скоростных самолетов). Путевую устойчивость обеспечи-

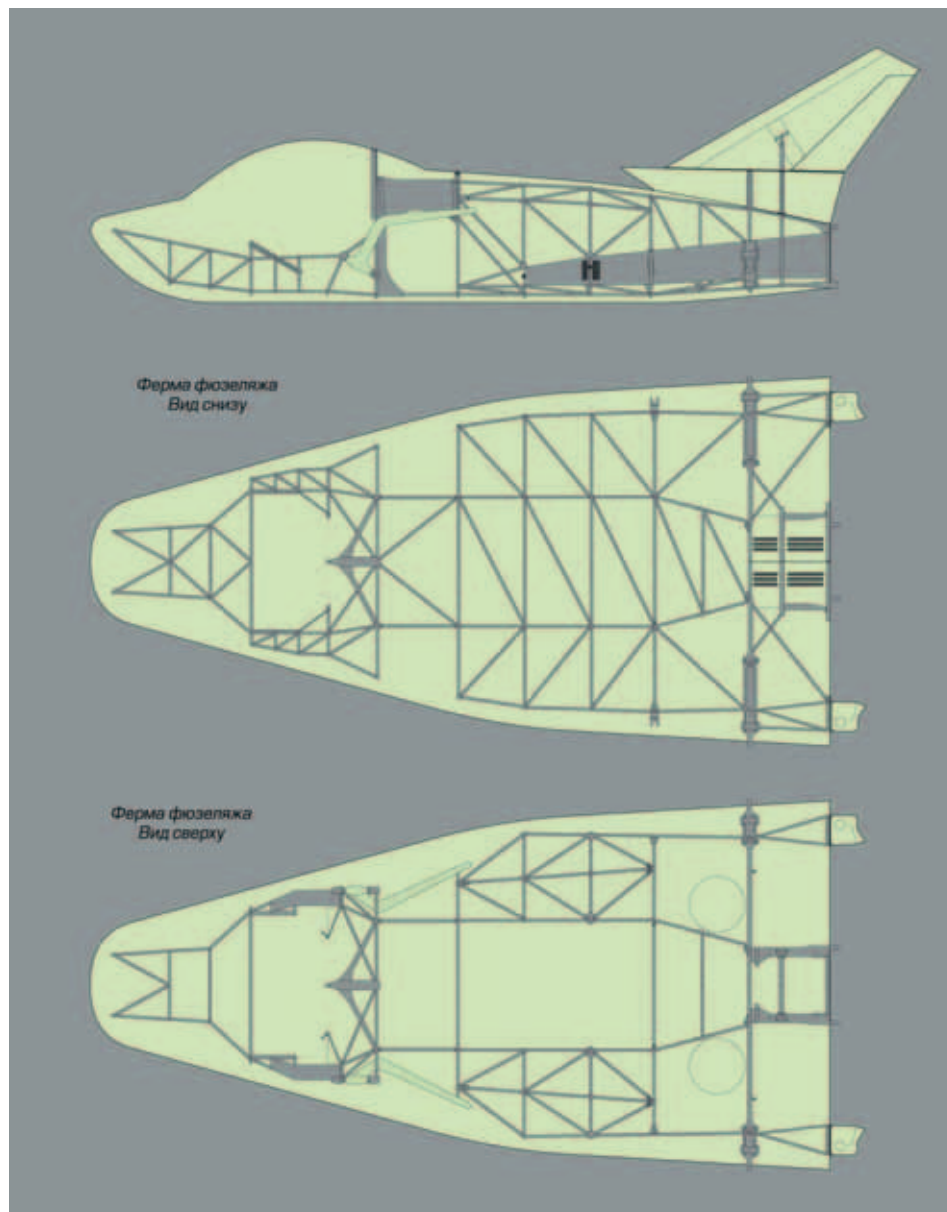
вал киль (стреловидность по передней кромке 60°), оснащенный рулем направления. Высота самолета при сложенном крыле составляла 2,5 м.

В большинстве публикаций о «Спирали» говорилось о возможности отдельного изменения угла поперечного V для каждой консоли с целью управления ОС по крену на участке атмосферного спуска. Это распространенное заблуждение о способе управления по крену для всех вариантов ОС «Спирали» впоследствии распространилось и на ОС, проработавшийся в рамках проекта создания многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС). На самом деле отдельное изменение угла поперечного V не использовалось, но «нет дыма без огня» - этот ошибочный тезис появился из-за одного высказывания Г.Е.Лозино-Лозинского в первой половине 1966 г.

Дело было так. Введение на ОС поворотных консолей крыла с расположением на них элевонов для управления по тангажу и крену выявило проблему обеспечения поперечного управления (по крену) на сверх-



Аппарат X-24B, 1973 г.



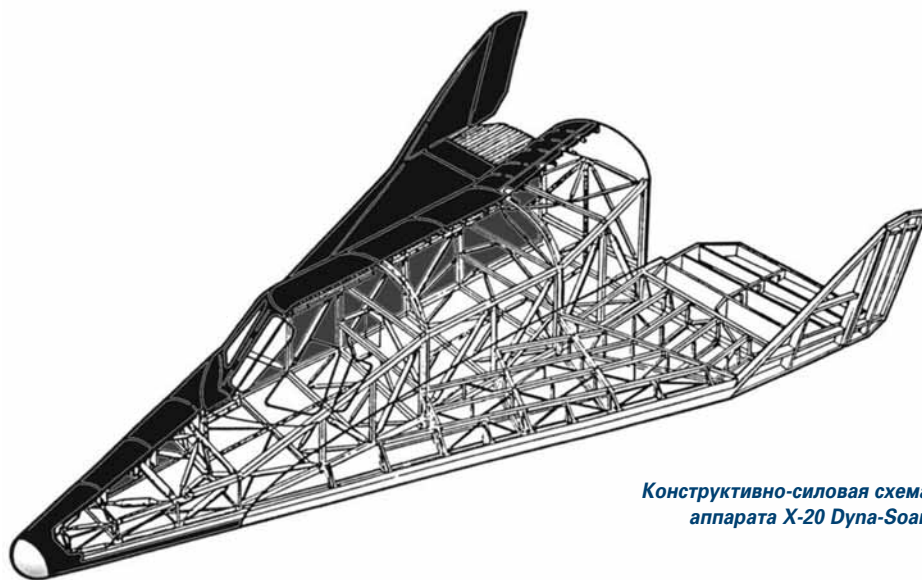
Силовая ферма фюзеляжа орбитального самолета.

и гиперзвуковых режимах движения. В посадочной конфигурации схема управления креном с помощью элевонов ничем не отличается от обычного поперечного управления самолетом с помощью элеронов. Когда летчик отклоняет ручку управления (штурвал) вправо, самолет кренится на правое крыло, и наоборот. На сверх- и гиперзвуковых скоростях полета, когда консоли крыла ОС приведены в положение 60-45° от горизонтали (30-45° от плоскости симметрии), элевоны сохраняют свои функции как орган управления по тангажу, но дают обратную реакцию ОС по крену. В этом случае, если летчик отклоняет ручку управления вправо, то ОС кренится влево, и наоборот. Такая смена реакции по крену при изменении геометрии ОС неприемлема для летчика. На этапе спуска ОС с орбиты (с гиперзвуковыми и сверхзвуковыми скоростями) летчик управляет только углами атаки (тангажом) и крена, а управление траекторией движения в боковой плоскости происходит за счет подъемной силы при создании крена того или иного знака. Наличие обратной реакции по крену на вы-

соких скоростях при «недоразложенных» консолях крыла выяснилось в октябре 1967 г., о чем сразу было доложено В.А.Труфакиным Г.Е.Лозино-Лозинскому.

Главный конструктор не сразу доверился «фантазиям» молодого специалиста, но уже через 2-3 недели он организовал серьезное обсуждение поставленной проблемы, на котором предложил организовать схему управления креном с помощью дифференциального отклонения консолей крыла. Однако после соответствующих проработок этот вариант отпал, прежде всего, из-за малого быстродействия поперечного управления по указанной схеме. Максимальная скорость отклонения консоли не превышала 5 угловых градусов в секунду, что было совершенно недостаточно. В процессе поисков были предложены и разработаны принципиально новые бесшарнирные органы управления – верхние и нижние интерцепторы, но и они не решали рассматриваемой проблемы. В конце концов, в ЦАГИ РВ.Студнев предложил не бороться с обратной реакцией, а использовать ее. Были разработаны схемы изменения знака сигнала с ручки управления при изменении геометрии крыльев ОС. Такое управление, выполненное с помощью специальных алгоритмов обеспечения устойчивости и управляемости с коммутацией величин настроечных коэффициентов в зависимости от положения консолей крыла, получило название «обобщенное поперечное управление» и в 1969 г. было защищено авторским свидетельством. Впоследствии этот способ управления использовали на «Буране» (на нем также на гиперзвуковых скоростях наблюдалось явление обратной реакции элевонов по крену).

При решении проблемы теплозащиты ОС проектанты взяли за основу принцип «горячей конструкции оболочки» с максимальной температурой около 1500°С, т.е. конструкции, охлаждаемой только за счет лучистого теплопереноса от горячих элементов к более холодным. При таком подходе все сводится только к взаимному тепловому экранированию элементов конструкции без применения каких-либо других конструктивных решений по активному охлаждению. Принцип «горячей конструкции» был определяю-



Конструктивно-силовая схема аппарата X-20 Dyna-Soar.

щим при выборе конструктивно-силовой схемы аппарата, внутренней компоновки и применяемых конструкционных материалов. Тем не менее, в заключении ЦАГИ по аванпроекту рекомендовалось в ходе эскизного проектирования рассмотреть возможность применения, помимо «горячей», частично охлаждаемой конструкции.

Использование для ОС схемы «несущий корпус» с максимальным радиусом затупления носовой части и крылом, работающим в режиме стекания потока с кромок, не пересекающихся с ударной волной, позволило:

- максимально использовать переизлучение теплового потока с нижней части поверхности на верхнюю;

- применить теплозащитный экран с внутренней теплоизоляцией из ультратонкого кремнеземного волокна и аморфного кварца высокой чистоты, прижатой листом теплоемкости с серебряным покрытием;

- применить специальные покрытия для управления лучистыми тепловыми потоками, что обеспечивало эффективную теплозащиту ОС на гиперзвуковых скоростях.

Основой конструктивно-силовой схемы ОС стала силовая пространственная ферма, сваренная из отдельных трубчатых стержней-звеньев. Наличие фермы позволило в полной мере реализовать принцип «горячей конструкции» с минимизацией внутренних тепловых напряжений и вызываемых ими короблений несущих элементов конструкции. В то же время ферма позволила значительно снизить внутренние тепловые потоки в силовой конструкции по сравнению с традиционной силовой схемой, основанной на шпангоутах (поперечный силовой набор), лонжеронах, стрингерах (продольный набор) и несущей обшивке.

Для сравнения, в основу конструктивно-силовой схемы проектировавшегося по аналогичному принципу («горячей конструкции») ракетоплана Dyna Soar также закладывалась пространственная ферма. В то же время, для американских Shuttle и советского «Бурана», защищенных поверхностной плиточной теплозащитой, при выборе конструктивно-силовой схемы использовались традиционные конструкторские решения (шпангоуты, лонжероны и силовые панели обшивки).

В наиболее теплонапряженной части корпуса ОС, снизу, к ферме крепился нижний силовой теплозащитный экран, воспринимающий местные аэродинамические нагрузки и предохраняющий внутренний силовой набор от воздействия высоких температур. Экран состоял из следующих частей:

- основной части с теплоизоляцией, расположенной под всеми агрегатами самолета;

- носовой части без теплоизоляции, имеющей возможность свободного лучистого теплообмена с менее нагретой верхней обшивкой, за счет чего температура экрана в зоне максимальной температуры снижалась с 1600°C до 1400°C.

Экран крепился на керамических шарнирных подвесках-подшипниках, выполнявших роль тепловых барьеров и обеспечивавших его подвижность относительно основной конструкции. Такая подвеска экрана не только снимала температурные напряжения, возникавшие за счет разности температур между экраном и основной конструкцией (до 800-1000°C), но и обеспечивала неизменность внешних обводов за счет сохранения формы и положения экрана относительно корпуса. Конструктивно экран выполнялся из множества металлических пластин-панелей из плакированного ниобиевого сплава ВН5АП, покрытого дисилицидом молибдена, расположенных по принципу «рыбьей чешуи». Сверху корпус закрывался панелями обшивки, также подвижными (для снятия температурных напряжений).

Штатная посадка осуществлялась на 4-стоечное лыжное шасси (с тарельчатыми опорами), убираемое в боковые ниши корпуса (передние опоры) и в донный срез фюзеляжа (задние опоры). Лыжное шасси сконструировали таким образом, чтобы в убранном положении оно находилось в зоне низких температур под защитой экрана и не разрезало его при выпуске перед посадкой. Стойки шасси оборудовали металлическими тарельчатыми опорами (лыжами) из износостойкого металла, так как местные температуры не позволяли применить резиновые пневматики. Проходимость широко расстав-

ленных стоек шасси должна была обеспечить посадку практически на любой грунт (минимальной прочностью 4 кг/см²) с обеспечением хорошей устойчивости при коротком пробеге. Для упрощения и облегчения шасси предусматривался только его выпуск. Уборка должна была производиться наземными средствами при подготовке к пуску.

Выбор, испытания и отработка конструкционных материалов для аппарата, спроектированного по идеологии «горячей конструкции», осуществлялись в лабораториях ВИАМ по температурным условиям, заданным ОКБ-155.

Что интересно, в разделе аванпроекта «Конструкция самолета и применяемые материалы» написано: «... жаростойкие теплозащитные материалы типа пенокерамик в настоящее время разрабатываются». Отсюда следует, что «горячая» конструкция на ОС «Спираль» применена не потому, что она лучше, а потому что ничего другого в многообразном исполнении на тот момент не существовало. Но уже тогда конструкторы думали о сверхлегком керамическом теплозащитном покрытии. Документ датирован 29 июня 1966 г. До первого полета американского Shuttle Columbia с плиточной керамической теплозащитой оставалось еще почти 15 лет, до первого испытания советских кварцевых плиток на «БОР-4» - 16 лет, до полета «Бурана» - еще 22 года. АКО

Распределение температур на поверхности ОС при спуске в атмосфере.

