

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Особенности концепции «Гермес» и научно-технические проблемы . . .	1
Перспективы применения ВКС в Великобритании в 21 веке	8
Германская программа исследования аэродинамики гиперзвуковых скоростей	12
Принципы проектирования комбинированной силовой установки, объединяющей ВРД с ракетными двигателями	18

№ 14

1992

Сканирование и обработка
Deathdoor

УДК 629.782(4)

ОСОБЕННОСТИ КОНЦЕПЦИИ «ГЕРМЕСА» И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ*

Для обеспечения космических перевозок с помощью пилотируемых летательных аппаратов, которые могут эксплуатироваться в Европе, в настоящее время развиваются три тесно связанные программы:

«Ариан» 5 — создание ракеты-носителя для запуска коммерческих спутников, больших платформ научно-исследовательских спутников, свободно-летающей лаборатории «Колумбус» и крылатого космического летательного аппарата «Гермес»;

«Колумбус» — создание полярной платформы (Polar Platform) и свободно-летающей лаборатории (Free Flying Laboratory), которая герметична, но без экипажа на борту, и лаборатории (Attached Laboratory) с экипажем на борту, которая стыкуется с космической станцией (Space Station Freedom);

«Гермес» — создание космического летательного аппарата для перевозки людей и грузов на орбиту.

Программа «Гермес» не является ни уникальной как концепция, ни шагом вперед с точки зрения летных характеристик, но является хорошим подходом для эффективного выполнения множества пилотируемых полетов в следующем десятилетии. Опыт, полученный при разработке и эксплуатации «Гермеса», может быть использован в перспективных системах далекого будущего.

Концепция «Гермеса». Космический летательный аппарат «Гермес» (HSV) включает в себя гиперзвуковой космолан многоразового использования и так называемый ресурсный модуль (рис. 1). Разделение на две части и введение ресурсного модуля объясняются главным образом следующими требованиями:

1) обеспечение возможности вывода на орбиту максимальной массы (24 т для «Ариан» 5 Марк 2);

2) ограничение поверхности космического летательного аппарата (85 м²), в связи с возможностями управления ракеты-носителя;

3) ограничение нагрузки на крыло (200 кг/м²), рассчитанное по технологии легких летательных аппаратов многоразового использования, для

обеспечения необходимой теплозащиты, требуемой боковой дальности и посадочной скорости.

На рис. 2 показано, что масса планера при возвращении в атмосферу ограничивается приблизительно 16 т, тогда как добавление ресурсного модуля позволяет полностью использовать пусковую способность «Ариан» 5 для орбитального полета. Имеются и другие достоинства концепции ресурсного модуля, такие как возможность размещать

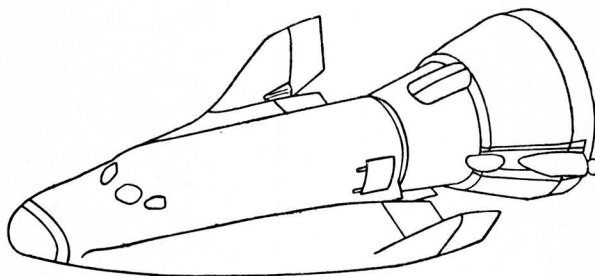


Рис. 1. Космический летательный аппарат «Гермес»

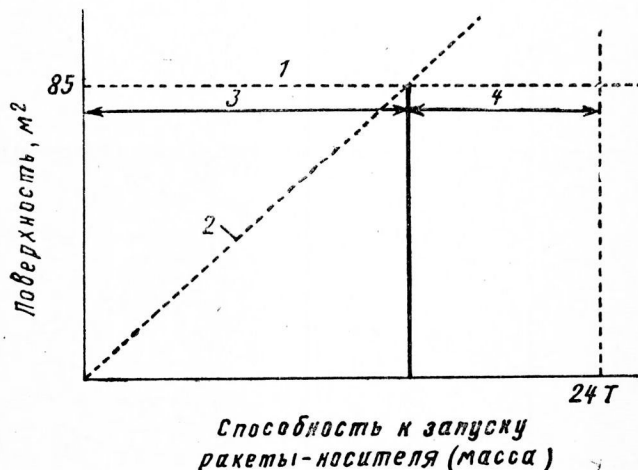


Рис. 2. Параметры, определяющие выбор размеров КЛА «Гермес»:

1—поверхность, ограниченная способностью управления ракеты-носителя; 2—нагрузка на крыло, ограниченная технологией; 3—масса космолана; 4—масса ресурсного модуля

* Hoge D., Berkes U. Hermes concept features and technology challenges. AIAA-91-5004.

оборудование, не согласующееся с геометрическими ограничениями небольшого космолана, и оборудование, опасное для членов экипажа, которое подлежит уничтожению после использования его на орбите. Наконец, проектные ограничения на ресурсный модуль, который не проектируется для аэродинамического спуска, меньше с точки зрения проигрыша в массе; обычно оборудование, добавленное в кабину космолана, увеличивает массу летательного аппарата на массу оборудования, умноженную на коэффициент $\sim 2,5$, а добавленное в ресурсный модуль, увеличивает массу летательного аппарата на массу оборудования, умноженную на $\sim 1,5$.

Основной недостаток наличия у космического летательного аппарата ресурсного модуля заключается в том, что он одноразового использования и для каждого запуска необходим новый ресурсный модуль, кроме того, при расчете траектории спуска космолана нужно учитывать необходимость ухода из зон с осколками ресурсного модуля.

Космолан спроектирован в виде планера с треугольным крылом и концевыми крылышками, которые обеспечивают раннее аэродинамическое управление при входе в атмосферу. «Гермес» может достигать до 1500 км боковой дальности, которая необходима для осуществления посадки в Южной Европе после полета по орбите с наклоном $28,5^\circ$. Аэродинамическая компоновка космолана позволяет ему приземляться на взлетную полосу длиной 3000 м с посадочной скоростью около 320 км/ч.

Размер фюзеляжа космолана определяется главным образом объемом, необходимым для размещения экипажа, части груза и оборудования самолетных подсистем. Определяющими параметрами для формы носа фюзеляжа являются требования, связанные с обзором и с расположением катапультируемых кресел членов экипажа.

Основные характеристики КЛА «Гермес»

Космолан	
Длина	14,584 м (от носа до конца щитка на фюзеляже)
Длина с пристыкованным ресурсным модулем	18,936 м
Размах крыла	9,402 м (включая концевые крылышки)
Угол стреловидности крыла	70°
Ширина фюзеляжа	2,82 м
Высота фюзеляжа	3,054 м
Полная площадь в плане	84,67 м ²
Поверхности управления	2 тормозных щитка (1,2 м ² каждый) 2 элерона (3,94 м ² каждый) 1 щиток на фюзеляже (5,53 м ²) 2 руля направления на концевых крылышках (2,54 м ² каждый).
Положение ц. м. при входе в атмосферу	около 65% длины
Космический летательный аппарат	
Полный герметизированный объем	73 м ³ (объем гермокабины MRH 31 м ³)
Экипаж	3
Груз	3 т вверх, 1,5 вниз

Основное электроснабжение	2 топливных элемента для H ₂ и O ₂ (максимально 6,5 кВт каждый) с двумя литиевыми батареями (максимально 4 кВт каждая)
Полная энергия, имеющаяся в наличии	1160 кВт/ч
Силовая установка	двигатели 12×26 Н, 8×400 Н, 6×400 Н (двухкомпонентное ракетное топливо), 8×20 Н (холодный газ)
Запас полетного топлива	2 т

Число членов экипажа и масса груза зависят от целей полета. Экипаж из 3 человек и груз массой 3 т являются хорошим компромиссом между необходимостью вмешательства летчика в управление полетом и необходимостью смены груза при продолжительности полета 7 дней. Размещение четырех членов экипажа потребует слишком большой объем и дополнительное оборудование, поэтому увеличение экипажа целесообразно только для очень длительных полетов (более 3 недели). Имеются, конечно, и такие аспекты как необходимая квалификация каждого космонавта и организация рабочей смены. Экипаж из 3 человек может обеспечить около 120 рабочих человеко-часов, что соответствует требованиям, полученным в результате моделирования полета. Исследования продолжительности полета показывают, что 7 дней, проведенные на станции, могут быть хорошим началом отсчета. Если принять, что 2 дня необходимы для выхода на орбиту и маневрирования на орбите, 1 день для встречи в назначенном месте, стыковки и разделения и 2 дня запасных на случай эксплуатационных и метеорологических отклонений, то общая продолжительность такого полета составит 12 дней. Более длительные полеты уменьшают грузоотдачу приблизительно на 100 кг за каждый день выше указанной продолжительности.

Соотношения между ресурсным модулем и космоланом представляют 30% массы, 50% груза, 90% расходуемых запасов и 50% герметизированных объемов (указанные проценты относятся к ресурсному модулю).

Концепция ракеты-носителя «Ариан» 5 и запуск «Гермеса». Ключевой особенностью европейского подхода к космическим перевозкам в ближайшем будущем является использование для автоматических и пилотируемых полетов летательного аппарата, запускаемого обычной ракетой.

Основные данные по запуску и выводу на орбиту КЛА «Гермес»

Конфигурация: «Гермес» наверху «Ариан» 5	
Полный вес системы при запуске	740 т
Общая высота системы при запуске	50,224 м
Вес «Гермеса» при запуске	24 418 кг
Максимальный скоростной напор	40,3 кПа на высоте 14 500 м
Отделение стартового двигателя	через 126 с после запуска двигателя HM60 на высоте 54 400 м при M=6,44
Отделение основной ступени «Ариан»5	через 595 с после запуска двигателя HM60 на высоте 101 200 м при скорости 7542 м/с

Непосредственное выведение на переходную орбиту ($28,5^\circ$; 100×320 м). Полет по орбите (463 км/ $28,5^\circ$ и встреча с космической станцией при помощи силовой установки «Гермеса».

Ступени силовой установки, включающие в себя основную ступень с криогенным топливом (Н 155) и два твердотопливных стартовых ускорителя (Р 230), являются общепринятыми для автоматических и пилотируемых полетов, осуществляемых с помощью «Ариан»5.

Для пилотируемого космического летательного аппарата безопасность запуска обеспечивается с помощью системы спасения экипажа, которая состоит из индивидуальных катапультируемых кресел и защитных костюмов.

Конфигурация с космопланом на вершине ракеты-носителя, а не сбоку, позволяет использовать ракету без изменений.

После отделения ракеты-носителя до достижения перигея используется силовая установка ресурсного модуля. Для осуществления встречи со станцией космический летательный аппарат выполняет ряд маневров на орбите, чтобы уменьшить угол сдвига фаз со станцией, а приблизившись к цели, осторожно подходит для стыковки. После стыковки с герметизированной станцией экипаж работает в привычных условиях. Находящаяся за бортом летательного аппарата рабочая система позволяет двум космонавтам покинуть космический летательный аппарат. Механическая рука манипулятора, находящаяся на верхней части ресурсного модуля, может перемещаться на свободно-летающую лабораторию «Колумбус» (CFFL), которая имеет опорные точки, и оставаться на ней до следующего полета «Гермеса». Кроме того, на «Гермесе» предусмотрена возможность стыковки с космической станцией SSF и станцией «Мир».

Траектория набора высоты и спуска «Гермеса».
Траектория набора высоты Гермеса рассчитана так, чтобы оставаться в пределах ограничений по тепловому потоку и коэффициентам перегрузки. На рис. 3 представлена траектория набора высоты «Гермеса», которая характеризуется большим ускорением в первые 120 с полета, наивысшей точкой примерно на 120 км и непосредственным выведением на переходную орбиту ($100/320$ км). Исследуются альтернативные переходные орбиты, особенно это касается схода с орбиты центральной ступени ракеты-носителя. Требование безопасности при наборе высоты подразумевает катапультирование членов экипажа во время разгона до $M=3$ (высота ~ 25 км). В случае аварийной обстановки после прекращения работы ускорителей космический летательный аппарат отделится от ракеты-носителя, затем произойдет отделение ресурсного модуля от космоплана, который пойдет на аварийную посадку, или, если это невозможно, экипаж катапультируется в условиях, гарантирующих спасение экипажа.

Для достижения условий, необходимых на этапе возвращения на землю (угол наклона вектора скорости к траектории — $1,4^\circ$ на высоте 120 км), «Гермес» использует силовую установку ресурсного модуля для уменьшения скорости и отделяется от него. Угловая ориентация космоплана до высоты 80 км осуществляется с помощью двига-

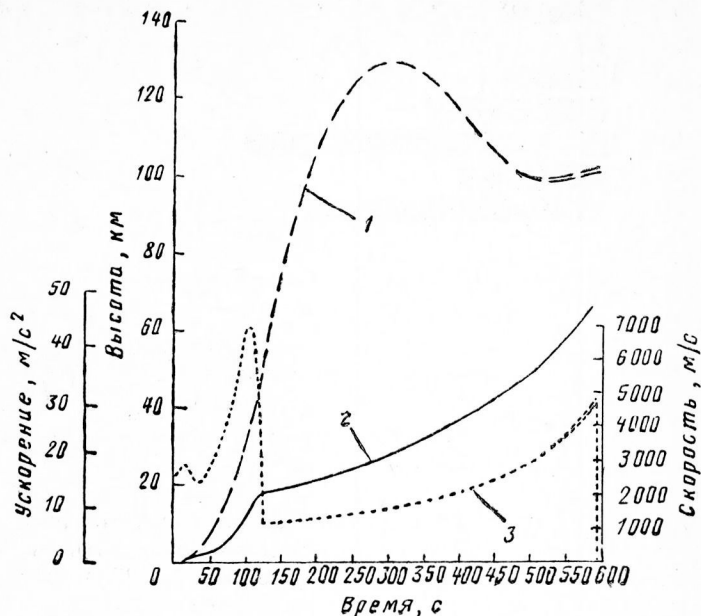


Рис. 3. Траектория запуска «Гермеса»: 1—высота; 2—скорость; 3—ускорение

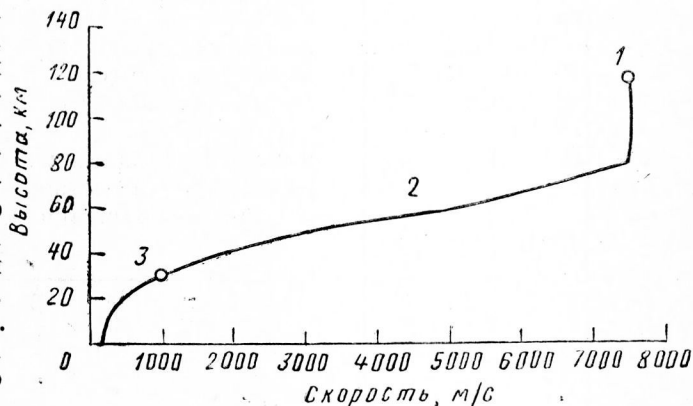


Рис. 4. Траектория возвращения на землю «Гермеса»: 1—сход с орбиты; 2—вход в атмосферу; 3—встреча с восходящим потоком воздуха

телей, а начиная с высоты 80 км становится эффективным аэродинамическое управление. Траектория спуска (рис. 4) рассчитывалась таким образом, чтобы коэффициенты перегрузки не превышали 2,5, а температура поверхности носового конуса не превышала 1600°C .

«Гермес» может совершать по крайней мере два полета в год, учитывая время на его перевозку от места посадки, текущий ремонт и подготовку к следующему полету. Функции такого космоплана сложные и требуют вовлечения многих установок и систем орбитальных и наземных инфраструктур. Будут использованы многие элементы существующих инфраструктур, другие же, специфические для «Гермеса», будут создаваться. Анализ эксплуатационных затрат показывает (рис. 5), что приобретение ракеты-носителя не основной элемент стоимости.

Первая фаза создания «Гермеса» началась около 4 лет назад. Первые испытания предпола-

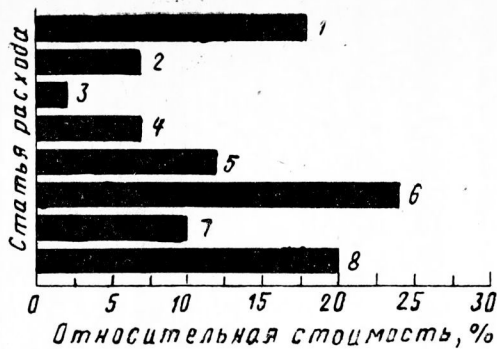


Рис. 5. Разбивка стоимости эксплуатации на составные элементы:

1—руководство/материальное обеспечение; 2—обычные инфраструктуры; 3—подготовка груза; 4—подготовка астронавтов; 5—полеты; 6—наземное обслуживание; 7—аэродромные операции; 8—закупка ракеты-носителя

гается начать в 2000 г., а первый беспилотный автоматический орбитальный полет — совершить в 2002 г. Проектируется два космолана на 20 полетов каждый. При разработке системы предусматривается возможность адаптации к более высоким характеристикам ракеты-носителя, а также возможность сооружения и поддержки обитаемых станций и других инфраструктур на низкой околоземной орбите.

Научно-технические аспекты. Проект космолана «Гермес» базируется на новых научно-технических разработках (рис. 6) во многих областях. Основные из них:

вычислительная аэродинамика, с созданием расчетных программ, охватывающих большинство физических явлений в полете и при возвращении на землю;

Уровень программы	Физический эффект														
	Эффекты перехода	Каталитически активная стенка	Холодный пограничный слой	Нагретый пограничный слой	Эффекты реального газа	Химическое равновесие	Химическое неравновесие	Эффекты разреженного газа	Термодинамическое равновесие	Термодинамическая неравновесность	Моделирование турбулентности	Эффекты вязкости	Программа, основанная на уравнении Эйлера	Программа, основанная на уравнениях Навье—Стокса	Программа, основанная на уравнении Эйлера и уравнениях Навье—Стокса
Уровень 0	●	●	●			●			●				●		
Уровень 1	●	●		●	●		●		●				●		
Уровень 2	●	●		●	●		●	●	●	●	●		●	●	
Уровень 3	●	●		●	●		●	●	●	●	●	●	●	●	●

экспериментальная аэродинамика, с использованием существующих гиперзвуковых экспериментальных установок и проектированием новых (при низких и высоких гиперзвуковых скоростях полета), разрабатываются плазменные установки для создания жаропрочных материалов;

жаропрочные конструкции и система теплозащиты (TPS), с проектированием, изготовлением и испытанием первых частей этих конструкций, подверженных самым высоким температурам;

жаропрочные материалы и противокислительная защита жаропрочных конструкций и катапультируемых кресел для диапазона скоростей до $M=3$.

Кроме этого существуют проблемы, касающиеся топливных баков, т. к. при существующем в Европе уровне технологии пилотируемый космический полет не может быть обеспечен. Недостаточно толерантна к высоким скоростям компьютерная система, основанная на микропроцессоре RISC (вычислительная машина с сокращенным набором команд), недавно созданном для пилотируемых космических полетов.

Ниже приводятся результаты, полученные по программе «Гермес» с 1987 г. по настоящее время.

Создание аэродинамической формы и оценка аэротермодинамического поведения последних космоланов, таких как американский «Спейс Шаттл» и советский «Буран», базировались главным образом на экспериментальной аэродинамике. С того времени сильно развились численные методы и было принято решение о широком использовании вычислительной аэродинамики при проектировании «Гермеса» и исследовании его аэротермодинамического поведения.

Для достижения поставленных целей использование вычислительной аэродинамики как инструмента проектирования предполагает четыре уровня программного развития, включающие в себя физическое моделирование различной степени сложности.

После окончания подготовительной к проектированию фазы использовались программы уровня 2, которые действительны в широком диапазоне режимов полета при возвращении «Гермеса» в атмосферу. Этот этап работ был завершен к концу 1991 г. С начала 1992 г. в разработках используются программы уровня 3, учитывающие такие физические эффекты, как эффекты перехода, каталитическая активность поверхности, эффекты нагретого пограничного слоя и реального газа,

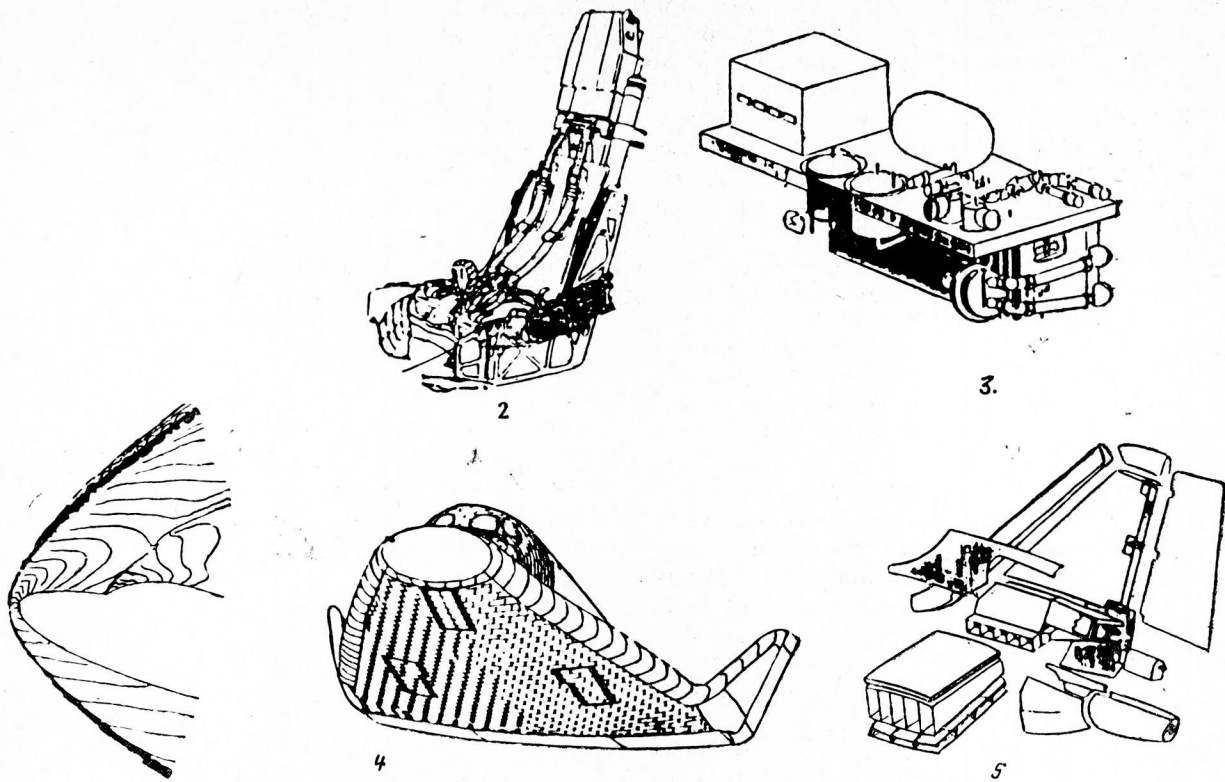


Рис. 6. Научно-технические разработки, связанные с программой космолана «Гермес»: 1—вычислительная и экспериментальная аэродинамика; 2—система спасения экипажа; 3—энергетическая система (топливные элементы); 4—система теплозащиты; 5—жаропрочные конструкции

состояние химической и тепловой неравновесности. Расчетные программы постоянно совершенствуются, так вместо метода конечных элементов используется конечно-разностный метод, вместо неупорядоченных расчетных сеток используются упорядоченные и т. д.

Хотя аэродинамическое проектирование «Гермеса» базируется на вычислительной аэродинамике, экспериментальная аэродинамика играет важную роль для проверки расчетных программ и для образования необходимых баз данных. Большое число экспериментальных установок имеется в Европе, часть из них переоборудована применительно к «Гермесу». Диапазон испытаний был расширен для обеспечения возможности проверки расчетных программ до самых высоких скоростей. Проектируются и новые установки для дальнейшего расширения области экспериментальных исследований. Для области высоких температур при входе в атмосферу предусматривается использовать действующую аэродинамическую трубу F4 в Тулузе во Франции и строящуюся — NEG в Гёттингене в Германии. На рис. 7 показана траектория полета аппарата при входе в атмосферу и обозначены режимы работы основных экспериментальных установок, используемых для аэротермодинамических испытаний «Гермеса» при низких гиперзвуковых скоростях. Для испытаний жаропрочных материалов и теплозащиты предполагается использование действующей установки в Бордо во Франции и разрабатываемой — в Неаполе в Италии. Так как испытания жаропрочных конструкций в реальных условиях (температура и нагрузки) являются обязательными для их успешной разработки, в Мюн-

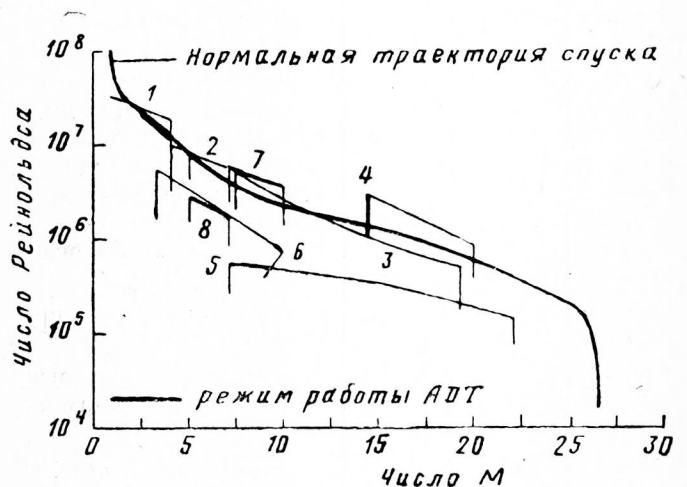


Рис. 7. Диапазон экспериментальных установок, использованных для малых гиперзвуковых скоростей: 1—NLR SST; 2—FFA 500; 3—ONERA F4; 4—VKI; 5—TH2; 6—ONERA R3CH; 7—ONERA S4; 8—DLR

хене в Германии строится новая экспериментальная установка IABG для исследования механических и тепловых нагрузок. Ее характеристики следующие:

- диапазон температур от 20°C до 1200°C;
 - диапазон нагрузок до 25 т через гидравлические домкраты;
 - три домкрата, динамически управляемые;
 - диапазон давления от 10⁻⁴ бар до 1 бар;
 - размеры камеры: длина 2,3 м, диаметр 1,2 м.
- Жаропрочные конструкции и система теплозащиты.** Космолан, такой как «Гермес», нагревает-

ся при входе в атмосферу до очень высоких температур. «Гермес» относительно маленький космолан, поэтому носовая часть его и соответственно радиус закругления меньше, чем, например, «Спейс Шаттла» или «Бурана». В результате температуры на поверхности «Гермеса» ожидаются более высокие, чем у упомянутых космоланов. Кроме этого предполагается, что «Гермес» должен совершить 30 полетов при полном уровне пригодности на 120 полетов (4 срока службы). Эти условия делают необходимым исследовать новые материалы и развивать новые концепции по созданию жаропрочных конструкций и системы теплозащиты. Основным требованием к этим конструкциям является малая масса. На рис. 8 изображен общий вид жаропрочных конструкций и система теплозащиты «Гермеса».

Для жаропрочных конструкций и системы теплозащиты характерны два типа материалов: углерод, усиленный углеродом (C-C) и углерод, усиленный керамикой на основе карбида кремния (C-SiC). Материал C-C использовался в двух различных типах укладки слоев: тип 2,5-D использовался для передних кромок, а тип 3-D использовался для носового обтекателя. Материал C-SiC выдерживает температуру до 1600°C при многократном использовании и до 1800°C в предельных условиях при входе в атмосферу, однако в этом случае не может использоваться повторно.

Материал C-SiC используется для плиток в системе теплозащиты, для жаропрочных конструкций щитков управления и концевых крылышек. Материал C-SiC характеризуется лучшим сопротивлением окислению по сравнению с материалом C-C.

Оба типа материала находятся в стадии испытаний, предварительные результаты удовлетворительные. Испытания, проведенные в плазменной струе и радиационных установках, по исследованию потери массы при многократном действии высоких температур в окисляющих атмосферных условиях, дали результаты лучше ожидаемых и уверенность в правильности выбора материала.

Жаропрочные конструкции космолана «Гермес» могут быть разделены на два типа:

жаропрочные силовые конструкции, которые несут основные механические нагрузки (например, концевые крылышки);

жаропрочные конструкции, которые силовую нагрузку не несут (например, носовой обтекатель).

С появлением проекта «Гермеса» в историю аэрокосмических разработок был впервые включен вопрос о жаропрочных силовых конструкциях, подверженных температурам выше 1000°C. К таким конструкциям относятся силовой кессон и рули направления, концевые крылышки, элевоны и фюзеляжный щиток. На рис. 9 показана конструкция концевой крылышки и его крепление к крылу. Первые полномасштабные экспериментальные панели кессона концевой крылышки, лонжероны и нервюры из материала C-SiC были сделаны и хорошо перенесли механические и тепловые испытания.

Критическая точка на носовом обтекателе нагревается до 1600°C (предельная температура во

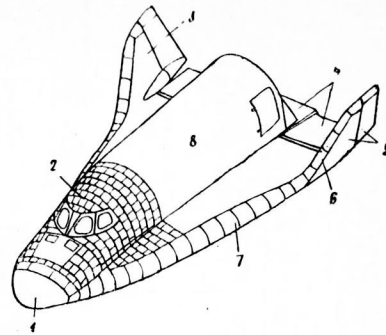


Рис. 8. Жаропрочные конструкции и система теплозащиты «Гермеса»:

1—носовой обтекатель (материал C-C); 2—плитки из материала C-SiC; 3—силовой каркас из материала C-SiC; 4—крылышки из материала C-SiC; 5—концевые крылышки из материала C-SiC; 6—передняя кромка из материала C-SiC; 7—передняя кромка из материала C-C; 8—гибкая внешняя изоляция (FEI)

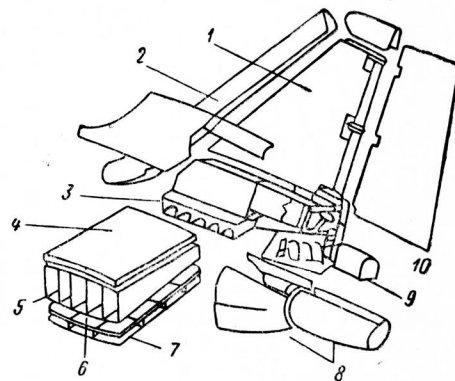


Рис. 9. Жаропрочная конструкция концевой крылышки:

1—кессон (C-SiC); 2—передняя кромка (C-SiC); 3—конструкция, углового соединения (титан); 4—внешняя многослойная изоляция; 5—кессон крыла (алюминит); 6—внутренняя многослойная изоляция; 7—теплозащитные плитки (C-SiC); 8—панели обшивки (C-SiC); 9—силовой привод; 10—руль направления концевой крылышки (C-SiC)

время нормального входа в атмосферу), что делает необходимым использовать для изготовления носового обтекателя материал C-C (т. е. углеродистое волокно, усиленное углеродом), способный выдержать эти температуры и остаться пригодным к повторному использованию. Укладка плетеных волокон по типу 3-D выбрана для относительно тонкой жесткой оболочечной конструкции носового обтекателя потому, что этот тип гарантирует наилучшие механические характеристики и сохранение массы. Компоновка носового обтекателя приведена на рис. 10. Передние кромки крыла «Гермеса» будут изготовлены из материала C-C 2,5-D в нагреваемой передней части аппарата и из материала C-SiC ближе к концевым крылышкам. Некоторые экспериментальные образцы, имеющие форму передней кромки, успешно изготовлены, а некоторые прошли через механические и тепловые испытания. Следует заметить, что создание жаропрочных силовых конструкций является ключевой

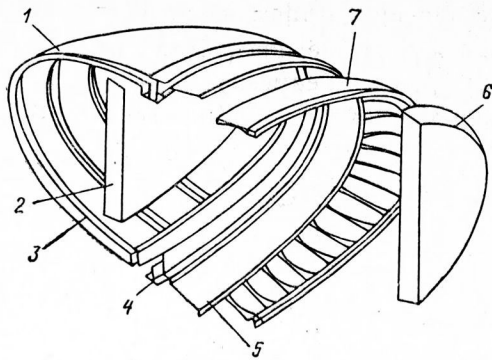


Рис. 10. Жаропрочная конструкция носового обтекателя:
 1—носовой обтекатель (С-С); 2—изоляция; 3—элементы жесткости (С-С); 4—уплотнители; 5—теплозащита на границе раздела; 6—изоляция; 7—крепезный шпангоут (титан)

проблемой будущих одно- или двухступенчатых систем для орбитальных космических перевозок.

Те части космоплана, которые не могут быть выполнены как жаропрочные конструкции, но подвержены действию высоких температур, покрываются теплозащитными плитками или гибкой внешней изоляцией (FEI). Части поверхности, подверженные действию температур выше 650°C и высоких уровней акустического шума во время набора высоты, покрываются теплозащитными плитками. Для предохранения от действия высоких температур поверхности верхней части фюзеляжа и крыльев, где условия обтекания менее суровые, используется FEI, которая с точки зрения массы гораздо легче плиток. Рассматривается также и применение гибкой внутренней изоляции (FII) между основаниями плиток для задержки потока горячего газа в случае повреждения плиток.

Научно-технические проблемы в разработке подсистем. Несмотря на то, что в Европе имеются «ноу-хау» большинства проектов подсистем космических летательных аппаратов, три проблемы должны быть упомянуты особо при рассмотрении концепции «Гермеса»:

система спасения экипажа, связанная с креслами, катапультируемыми в диапазоне чисел $M=3$, никогда раньше не рассматривалась в Европе;

энергетическая подсистема, включающая водородно-кислородные топливные баки, основана на совершенно новой концепции;

функциональная электронная подсистема (FES), базируется на мощных компьютерах с матобеспечением повышенной надежности для управления космическим полетом.

Решение об установке на «Гермес» катапультируемых кресел с расширением диапазона возможного спасения во время набора высоты и возвращении в атмосферу до $M=3$ было принято в начале 1990 г. Основные требования к этим креслам следующие:

при наборе высоты

возможность использования на стартовой площадке с расстоянием выброса 500—700 м, 300 м за 2 с;

возможность использования в первые 80 с набора высоты и до высоты 25 км и скорости $M=3$; при возвращении на землю

возможность использования при скоростях ниже $M=3$ и высотах ниже 30 км;

возможность использования вплоть до нулевой скорости на посадочной полосе (учитывая нулевую видимость при низкой облачности).

Энергетические установки «Гермеса» базируются на трех подсистемах, работающих вместе и в режиме дублирования в зависимости от фаз полета и расхода энергии на борту. Этими системами являются: запасные блоки питания, литиевые батареи и водородно-кислородные топливные баки. Запасными блоками питания рассматриваются те, которые применяются в военных самолетах. Они будут использоваться в основном при наборе высоты и возвращении на землю, когда необходимы самые высокие уровни электрической и гидравлической энергии. Литиевые батареи используются для создания пиковой мощности. Техника их изготовления известна, однако размер их уникален применительно к «Гермесу». Неоднозначным оказался выбор технологии разработки водородно-кислородных топливных баков. Хотя в космической промышленности такие баки используются, однако их размеры и рабочие режимы не удовлетворяют характеристикам, которые должны иметь эти элементы на «Гермесе». Характеристики следующие: щелочной топливный бак с неподвижным электролитом;

удаление воды с помощью водородной петли; размеры $395 \times 410 \times 1000$ мм;

масса 100 кг;

выходное напряжение 75—115 В;

эффективность 54—62%;

выходная мощность 1,5—6,5 кВт;

выделение тепла до 5,3 кВт;

срок службы 4000 ч.

Компьютерная система с хорошо развитым матобеспечением, создаваемая для «Гермеса», должна обеспечивать возможность стабилизации пространственного положения космоплана и управления полетом.

Система должна быть отказоустойчивой для выполнения требований надежности работы и безопасности полетов, поэтому предусматривается последовательность четырех компьютеров. Специально для «Гермеса» разрабатывается компьютер с сокращенным набором команд (RISC), возможности которого в большой степени зависят от программного обеспечения. Сложность программного обеспечения компенсируется тем, что при его частичном изменении, даже на самых поздних стадиях разработок, нет необходимости изменять технические средства. Тип микропроцессора сейчас не должен выбираться окончательно, но первые испытания экспериментального образца подтверждают правильность выбранной концепции.

Таким образом работы по программе создания пилотируемого космоплана ведутся во всех направлениях и следующие четыре года внесут окончательную ясность в вопрос осуществимости программы и обоснованности выбора концепции.

«Европейское космическое агентство вскоре подтвердит свое решение по развитию программы

«Гермес». Между 2000-м и 2015-м годами «Гермес» совершит орбитальную миссию по обеспечению европейской космической станции «Колумбус» и посетит американскую орбитальную станцию «Фридом Интернэйшнл» и советскую — «Мир».

«Гермес» будет готов к экспериментам, которые откроют возможность по долгосрочному исследованию и развитию процесса межконтинентальных полетов.

На сегодняшний день индустриальная и технологическая инициативы поддержат самые амбициозные космические программы и, объединяя, — обеспечат успех «Гермеса» (еженедельник авиации и космической технологии, осень 1991 г., с. 10).

(Референт Е. П. Широкопояс)

УДК 629.782(420)

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВКС В ВЕЛИКОБРИТАНИИ В 21 ВЕКЕ *

С начала 1980-х годов фирмой Бритиш Аэропейс проводятся исследования, связанные с созданием авиационно-космического летательного аппарата многоразового использования с горизонтальным взлетом и посадкой «Хотол». После «Хотол» фирма намерена изготовить летательный аппарат многоразового использования с невысокими стоимостями запусков, достигаемыми прежде всего за счет уменьшения расходов, связанных с разработкой летательного аппарата. Если учитывать все расходы на такую систему, то летательный аппарат с небольшими эксплуатационными расходами (например, 20% существующих значений) при умеренной частоте запусков мог бы конкурировать с существующими дорогими летательными аппаратами одноразового использования. Однако различие между летательными аппаратами со стоимостью запуска 20% существующих значений и 5% существующих значений будет невелико, если расходы на разработку второго аппарата будут вдвое больше.

Исследования «Хотол» показали, что для достижения низких стоимостей периодических запусков летательный аппарат должен иметь следующие характеристики:

- полная пригодность изделия к повторному использованию;
- обычно без человека на борту;
- одноступенчатая система вывода на орбиту;
- умеренные размеры (7—10 т полезной нагрузки);
- частое использование.

Трудности, которые возникли при разработке реального летательного аппарата с одноступенчатой системой вывода на орбиту, привели к тому, что в качестве воздушной стартовой платформы для ракет с соответствующими характеристиками было решено использовать существующий самолет Ан-225 «Мрия» в качестве носителя (так называемая концепция Ан-225/«Интерим Хотол» или «Мрия—Хотол»). Следует заметить, что хотя «Хотол» был спроектирован как беспилотный КЛА, его размеры, характеристики безопасности и надежности таковы, что его можно приспособить для перевозки астронавтов в грузовом контейнере, если потре-

буется. Перевозка пассажиров, так же как на «Спейс Шаттл», приведет к увеличению размеров КЛА в 1,5—2 раза и предположительно приведет к увеличению расходов, связанных с подготовкой запуска, и к увеличению эксплуатационных расходов.

Хотя стоимость явилась основным фактором появления проекта «Мрия—Хотол», свое влияние оказали и следующие характеристики:

- способность возвращения полезной нагрузки с орбиты;
- способность стартовать «по заказу» тотчас же;
- способность стартовать с «удаленных мест» (с соответствующим наземным обслуживанием);
- возможность осуществления встреч на орбите при запуске с интервалом в 24 ч;
- возможность доставки экипажей.

Перед запускаемым летательным аппаратом стоят следующие задачи:

1. **Полеты на геостационарную орбиту.** Эти полеты будут обеспечивать вывод на орбиту спутников связи (включая и прямое радиовещание), метеорологические исследования и некоторые другие научные исследования. До последнего времени запуск спутников связи был основной коммерческой целью. Причем, существует сильная конкуренция в вопросе обеспечения самых низких затрат на создание ретранслятора на орбите, а высокая стоимость установки ретранслятора на орбите означает, что имеется конкуренция между службами спутниковой и кабельной связи. Несмотря на то, что уже создана сеть спутников связи для основных пользователей таких служб и, что на рынок спутниковых служб все больше проникают кабельные системы, спрос на спутники связи остается приблизительно около 10—12 спутников в год.

При запуске ракет-носителей, подобных «Хотолу», на низкую околоземную орбиту способность выведения в качестве полезной нагрузки спутников на геостационарную орбиту будет зависеть от дополнительной последней ступени. В таблице приведена масса, которую необходимо иметь на низкой околоземной орбите для вывода спутника ВАе класса «Евростар»2000 на геостационарную орбиту.

Летательный аппарат с грузоподъемностью 7,5÷9 т может выполнять эти функции с улуч-

* Parkinson R., Longstaff R. The United Kingdom perspective on the applications of aerospace planes in the 21-st century, AIAA-91-5084.

Спутник Апогей	«Евростар»2000 с ракетным топливом 2300 кг для достижения апогея			«Евростар»2000 с ракетным топливом 1400 кг для достижения апогея	
				Долгохранимое ракетное топливо пустой 505 кг топливо 1160 кг Σ 1665 кг	Криогенное ракетное топливо пустой 660 кг топливо 2855 кг Σ 3515 кг
Перигей	Твердое ракетное топливо пустой 538 кг топливо 4077 кг Σ 4615 кг	Долгохранимое ракетное топливо пустой 1045 кг топливо 4050 кг Σ 5095 кг	Криогенное ракетное топливо пустой 450 кг топливо 1985 кг Σ 2435 кг	Долгохранимое ракетное топливо пустой 1210 кг топливо 5180 кг Σ 6390 кг	
ASE вспомогат. оборудование	1570 кг	100 кг	250 кг	100 кг	250 кг
Полная масса	8485 кг	7495 кг	4985 кг	9555 кг	5165 кг

шенными характеристиками перигейных ступеней, уменьшающими массу, необходимую на низкой околоземной орбите. Надежная, мощная система запуска, возможно, эксплуатируемая совместно с космической станцией в качестве «транспортного узла», может перевозить перигейную ступень и геостационарный спутник на соответствующей ракетеносителе и соединять их на околоземной орбите. Возможности недорогих запусков и существование постоянно действующей космической станции также способствуют повышению интереса к орбитальным летательным аппаратам многоразового использования на криогенном топливе, а размер ракеты-носителя будет зависеть от размера груза, который нужно будет доставить на орбитальном летательном аппарате.

Геостационарная орбита используется также для метеорологических наблюдений и некоторых астрономических задач. В задачах, связанных с астрономией, может быть обеспечена быстрая и постоянная передача данных без необходимости (и без затрат) организации системы промежуточных спутников. Кроме того, круглосуточное пребывание на орбите дает возможность длительных наблюдений. Для этих целей требуется самое большее 1—2 спутника в год.

2. Полеты, связанные с запуском на полярную орбиту. Будущее спутников для исследования Земли неясно. Научная общественность заинтересована в отправке на орбиту различной аппаратуры, но получение потока данных в результате работы этой аппаратуры является большой проблемой. Коммерческий маркетинг данных, получаемых при наблюдении за Землей, трудно осуществим как из-за высоких стоимостей, так и из-за стремления некоторых правительственных агентств свободно выдавать информацию в качестве государственных услуг. Поэтому считают, что число запусков спутников будет по-прежнему зависеть, главным образом, от правительственной поддержки программы исследования Земли через такие агентства как Европейское управление космическими исследованиями (ESA), а также от требований военной разведки.

Для спутников, связанных с исследованием Земли, нужна полярная орбита умеренной высоты (~700 км). Возможности запуска полезных грузов на полярную орбиту значительно меньше, чем запуска на околоэкваториальные орбиты. Летательный аппарат, который может доставить на околоэкваториальную орбиту 8 т груза, на полярную орбиту умеренной высоты может поднять не больше 3 т груза.

В последнее время выигрыш в стоимости запуска достигается при доставке на орбиту различной аппаратуры на одной платформе, даже если это осуществляется за счет компромисса между различными требованиями к полету. В настоящее время требования по запуску гражданских спутников для исследования Земли достаточно скромны — возможно только один запуск в год.

В Советском Союзе тоже был проявлен интерес к использованию спутника «по требованию» для разведки, например, в районах экологической катастрофы, и возможной «инспекции на орбите» согласно договору ООН по использованию свободного космического пространства. Такие полеты характеризуются необходимостью доставки полезной нагрузки на орбиту с любым углом наклона в короткое время. Если не учитывать задачи военных ведомств, то необходимость запуска спутника «по требованию» может добавить 2—3 запуска в год.

3. Полеты на космическую станцию. Европейское управление космическими исследованиями (ESA) определило требования к постоянно действующей обитаемой европейской космической станции, называемой Европейским космическим обитаемым комплексом (EMSI). Основным фактором, определяющим поддержку проекта постоянно действующей космической станции (или космических станций) на низкой околоземной орбите, является стоимость ее материально-технического обслуживания.

Небольшая европейская космическая станция могла бы служить как для микрогравитационных исследований, так и в качестве транспортного узла при полете орбитального летательного аппарата за пределы низкой околоземной орбиты. Интерес

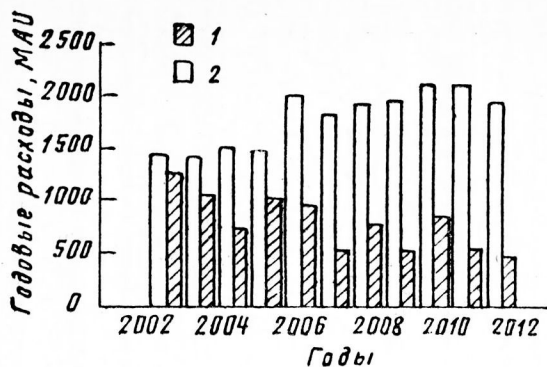


Рис. 1. Сравнение расходов по эксплуатации космической станции, полученных при использовании «Ариан» 5 или «Хотола»

Материально-техническое обеспечение: 1—«Хотол» — 10,6 ВАУ; 2—«Ариан» 5/«Гермес» — 21,8 ВАУ

к микрогравитационным исследованиям существует, но успех зависит от частоты, регулярности и доступности полета в космос (с возвращением полезной нагрузки) при низких транспортных расходах. До тех пор пока эти характеристики не будут продемонстрированы, число пользователей будет невелико.

Изучение фирмой ВАе вопросов, связанных с эксплуатационными расходами, показало, что разница в расходах на материально-техническое обеспечение при использовании обычных ракет-носителей «Ариан» 5 и недорогого летательного аппарата многократного использования может быть вложена в разработку такого летательного аппарата (рис. 1). Для обслуживания европейской космической станции потребуется до 12 запусков в год с полезной нагрузкой 6,5—8 т в каждом запуске. Экипаж может быть размещен в «катапультируемой капсуле», помещенной в отсек для полезной нагрузки. Эта капсула может быть также пристыкована к космической станции для аварийного покидания летательного аппарата. Возможность запуска «Хотола» с пустой «катапультируемой капсулой» для комплекса АН-225/«Интерим Хотол» обеспечит возможность создания космической спасательной службы. Изучение капсул широкого использования показало, что запуск капсулы, рассчитанной на четырех членов экипажа, равнозначен запуску 7 т полезной нагрузки.

Одним из аргументов в пользу постоянно действующей космической станции является то, что она может действовать как обслуживающий и транспортный узел для техники, связанной с низкой околоземной орбитой, увеличивая эффективность и уменьшая засоренность этой орбиты. Если главной проблемой становится большое количество осколков на орбите, то возвращение с космической станции с помощью соответствующего орбитального маневренного летательного аппарата является еще одним аргументом в пользу создания недорогого возвращаемого летательного аппарата.

4. Использование промежуточной орбиты. Целый ряд возможных вариантов применения могут иметь промежуточные орбиты. В последнее время интерес вызывают две орбиты;

орбита «Молния» — эллиптическая орбита с 12-часовым периодом, перигеем около 1000 км и углом наклона 63,435°, так что апогей достигается при самом северном отклонении;

орбиты «Навстар» — круговые орбиты с высотой около 20 000 км, периодом 12 ч и углом наклона 63,4°.

Спутник, запущенный на сильно наклоненную эллиптическую орбиту, может находиться в апогее над европейскими и другими северными странами для обеспечения связи в пределах прямой видимости при угле упреждения более 50°.

Глобальная навигационная спутниковая система (GPS)/«Навстар» рассчитана на 27 спутников на круговых орбитах, расположенных таким образом, что 3 или 4 спутника всегда находятся над горизонтом по отношению к пользователю навигационной системы.

5. Полеты на Луну и Марс. В последнее время возник интерес к пилотируемым полетам на Луну и на Марс под эгидой «Инициативы по использованию космического пространства». Считается, что для этого потребуются большие ракеты-носители и орбитальные установки преимущественно производства США (и, возможно, советская «Энергия»). Тем не менее исследования, проведенные ВАе, показали, что летательный аппарат меньшего размера с использованием в качестве ракеты-носителя аппарата типа «Хотол», также может выполнять нужные задачи. Это исследование позволило сделать вывод, что космическая станция может выполнять функции транспортного узла для возвращаемого орбитального транспортного летательного аппарата (ОТВ), доставлявшего полезную нагрузку за пределы низкой околоземной орбиты. Такой «космический буксир» первоначально был предложен в начале 1970 г. как вклад европейских государств в программу «Спейс Шаттл». В последнее время больше склоняются к варианту летательного аппарата на криогенном топливе с возможностью аэродинамического торможения. Основными проблемами являются обслуживание и управление на низкой околоземной орбите, а также доставка туда криогенного топлива.

Европейский орбитальный транспортный летательный аппарат с емкостью баков для топлива около 7 т (доставляемого в предварительно заполненной капсуле), работающий как возвращаемая перигейная ступень, может доставлять 3500 кг полезной нагрузки на геостационарную орбиту. Удельные расходы в этом случае меньше, чем у конкурирующих систем при удельной стоимости запуска ниже 4 МАУ*/т (рис. 2).

Орбитальный транспортный летательный аппарат привлекает внимание не только потому, что общие затраты по его доставке меньше, чем у конкурирующих систем, но и потому, что при, одних и тех же затратах он может доставлять большую полезную нагрузку.

Существование европейского орбитального транспортного летательного аппарата может внести значительный вклад в программу полетов на Луну и Марс, но потребует увеличения числа поле-

* МАУ — (million accounting unit), по курсу 1990 г., 1 МАУ = 0,7 млн. рублей.

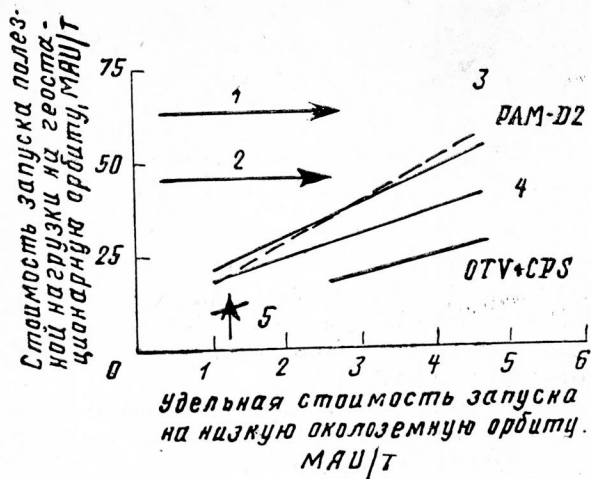


Рис. 2. Сравнение характеристик орбитального транспортного аппарата (ОТВ) с конкурирующими системами:
 1—«Ариан» 44L; 2—«Ариан» 5 (цель); 3—орбитальный транспортный летательный аппарат (прямой вывод на орбиту); 4—перигейная ступень с ЖРД; 5—«Хотол»

тов для материально-технического снабжения космической станции. Для отправки отсека с полезной нагрузкой на Луну лучше всего использовать переход двухступенчатого орбитального транспортного летательного аппарата на лунную орбиту с последующей посадкой на Луну специального аппарата. Для осуществления европейской программы полетов на Луну потребуется 12—20 полетов «Хотола» в год.

Международные экспедиции на Марс потребуют выведения очень существенного груза на орбиту (>1000 т). Было предложено вместо использования одной орбитальной установки в период наращивания системы собирать разные элементы на различных низких околоземных орбитах на различных орбитальных установках, а затем организовать окончательную сборку на высокой околоземной орбите (>24 ч, эллиптическая орбита), где различные наклоны орбит не имеют большого значения.

6. Засорение орбиты. Осколки на орбите увеличивают опасность полетов на низкой околоземной орбите, и для таких летательных аппаратов как «Хотол» могут стать главной причиной потери летательного аппарата. При применении стартовых систем многократного использования и постоянно действующих сооружений типа космических станций можно уменьшить степень засорения орбиты.

31 марта 1988 г. Объединенное командование ПВО североамериканского континента (NORAD) зарегистрировало следы 7150 космических объектов с ориентировочной массой около 2000 т. Только 5% отслеженных объектов являются действующими КЛА, 20% — непригодные грузы, 25% — объекты, связанные с полетом, и 50% — остатки космических аппаратов и обломки верхних ступеней ракет. Большинство спутников и обломков остаются на высоте от 200 до 2000 км с наибольшим сгущением их на высотах 600, 1000 и 1500 км. Максимальный наклон орбит (по степени уменьшения их значимости) составляет 75°, 63°, 82°, 100°.

Поскольку не представляется возможным очистить орбиту от мелких обломков, можно попытаться удалять с орбиты отработавшие объекты больших размеров. Это может быть обеспечено с помощью запуска на сильно наклоненные и совершенно произвольные орбиты раскрывающейся маневрирующей верхней ступени с головной частью, предназначенной для «встречи и захвата». Причем эта ступень должна быть способна достигать высоты 1500 км и «захватывать» на орбите спутники массой в несколько тонн перед возвращением на ракету-носитель. Число таких полетов в год будет, вероятно, зависеть от стоимости полетов и предполагаемой опасности, создаваемой осколками и выброшенными в космос объектами.

7. Научно-исследовательские полеты. Европейское управление космическими исследованиями (ESA) выделяет определенный бюджет на научно-исследовательские разработки. Следовательно, число новых полетов с научной целью должно быть постоянным. Снижение стоимости запуска может способствовать увеличению числа полетов с научными целями, проводимых ESA.

8. Влияние уменьшения стоимости на проект спутника. Стоимость спутников связи приблизительно такая же, как и стоимость служб обеспечения запуска. Если бы стартовые службы оценивались на основе стоимости 1 кг массы, а спутники оптимизировались по параметрам масса—стоимость, то можно было бы предположить, что обе составляющие полных расходов должны быть одинаковы (рис. 3). Стоимости спутников уменьшаются для данного полета при увеличении массы, а стоимость запуска постоянно растет. В действительности минимум никогда точно не находится там, где стоимость запуска равняется стоимости спутника, но общее впечатление таково, что если стартовые затраты на 1 кг массы уменьшатся, то масса спутника на один ретранслятор будет увеличиваться и общие расходы будут снижаться.

Труднее оценить как будет увеличиваться число спутников при падении их стоимости. Критической стоимостью являются расходы на один ретранслятор на орбите, т. е. сюда входят стоимость спутника, стоимость ракеты-носителя и последней ступени, а также эксплуатационные расходы.

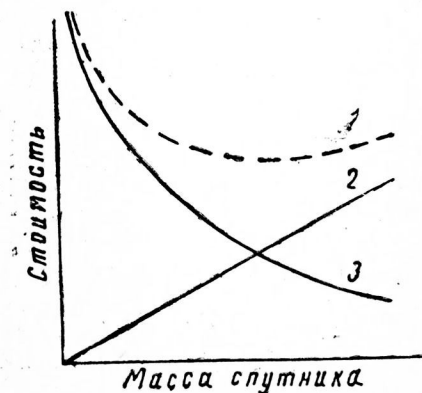


Рис. 3. Взаимосвязка массы спутника и стоимости:
 1—общие расходы; 2—расходы на запуск; 3—расходы на спутник

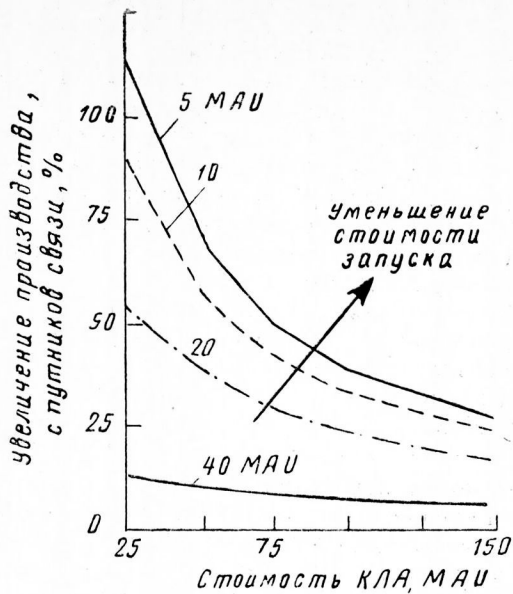


Рис. 4. Возможное влияние уменьшения стоимости КЛА на рынок спутников связи (стоимость запуска в настоящее время — 60 МАУ; стоимость верхней ступени — 10 МАУ)

Оценка Хэннингема в отношении возможного рынка спутников связи представлена на рис. 4.

Оптимальная оценка стоимости 1 кг массы для спутника может быть разработана и для низкой

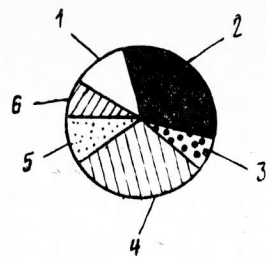


Рис. 5. Возможное распределение рынка для недорогой системы запуска:
 1—развитие инфраструктуры; 2—полеты на геостационарную орбиту; 3—спутники на полярной орбите; 4—поддержка космической станции; 5—научные исследования; 6—удаление осколков

околоземной орбиты, принимая стоимость космической станции около 10 000 долл./кг. В действительности стоимость космической станции «Фридом» оказалась около 100 000 долл./кг, т. е. далека от оптимальной.

Причиной этого является наличие необходимого числа ракет-носителей (в этом случае числа требуемых запусков «Спейс Шаттла»). Поэтому создание системы «Хотол», рассчитанной на частые полеты, может оказаться таким же важным фактором, как и сокращение эксплуатационных расходов.

На рис. 5 представлена одна из оценок того, как может быть распределен рынок использования такого летательного аппарата. Предполагается, что больше всего он будет использоваться для полетов на геостационарную орбиту и на обитаемые космические станции на низкой околоземной орбите.

Референт И. М. Ягудина
 Редактор Е. П. Широкопояс

УДК 629.735.33.015.3(430)

ГЕРМАНСКАЯ ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ *

Все существующие сегодня космические транспортные системы либо одноразового использования, либо только частично используются повторно. Сегодня во всем мире предпринимается много усилий для создания системы полностью многоразового использования и разработки требуемой технологии. Большой интерес при создании космических транспортных систем представляют концепции самолетоподобных летательных аппаратов горизонтального взлета и посадки с воздушно-реактивными силовыми установками.

Германская концепция «Зенгер», названная так в честь проф. Е. Зенгера (1905—1964), основана на пилотируемой, двухступенчатой, имеющей крылья космической транспортной системе, которая сможет стартовать с европейских аэродромов. Первая ступень является гиперзвуковым самолетом-носителем с двигателями ТРД/ПВРД, использующими жидкий водород. Разделение ступеней осуществляется на высоте около 40 км при скорости $M=6,6$. Первая ступень возвращается назад к своему месту стоянки, вторая ступень продолжает набирать высоту до заданной орбиты

с помощью своей собственной ракетной силовой установки, а после выполнения своей миссии осуществляет планирующий спуск к земле, возможно в Европе.

В зависимости от целей полета просматриваются две версии второй ступени: пилотируемый аппарат с тремя космонавтами на борту, способный поднять до 3 т полезной нагрузки на космическую станцию, и беспилотный аппарат, идентичный по своей внешней конфигурации пилотируемому аппарату, но способный поднимать до 7 т груза на низкую околоземную орбиту (LEO) и возвращать на землю такую же полезную нагрузку (например, платформу многоразового использования).

«Зенгер» это еще не проект, пока это только концепция, причем, будучи некоторым исходным вариантом, эта концепция легко адаптируется к изменяющимся требованиям. Ее роль как исходной концепции в программе научно-технического развития аэродинамики гиперзвуковых скоростей (НТР) состоит в том, что она действует как фокус для всех видов деятельности и направляет все научно-технические разработки.

Программа НТР. Программа была начата в 1988 г. германским федеральным министерством

* Kuczera H., Krammer P., Sacher P. The German Hypersonic Programme — Status Report 1991, AIAA-91-5001.

Т а б л и ц а

Подписаны правительственные соглашения	Подготовлены правительственные соглашения	Готовятся рабочие документы	Проявлен интерес, сделаны запросы	Обмен информацией
Швеция	Италия	Канада	Англия	США
Норвегия		Бельгия	Испания	Япония
		Австрия	Нидерланды	Франция
			Австрия	
			Советский Союз	

по науке и технике (ВМФТ) и состоит из нескольких фаз. Текущая фаза I финансируется до конца 1992 г. и, возможно, будет продлена еще на 2—3 года. Ее главными задачами являются концептуальные исследования и системные увязки, разработка основных технологий и усовершенствование экспериментальных установок. «Зенгер» выбран исходной концепцией для программы НТР с той целью, чтобы вся технологическая деятельность была направлена на развитие этой концепции, а не сама по себе. Исходная концепция постоянно тщательно исследуется и модернизируется, основываясь на результатах технологических разработок.

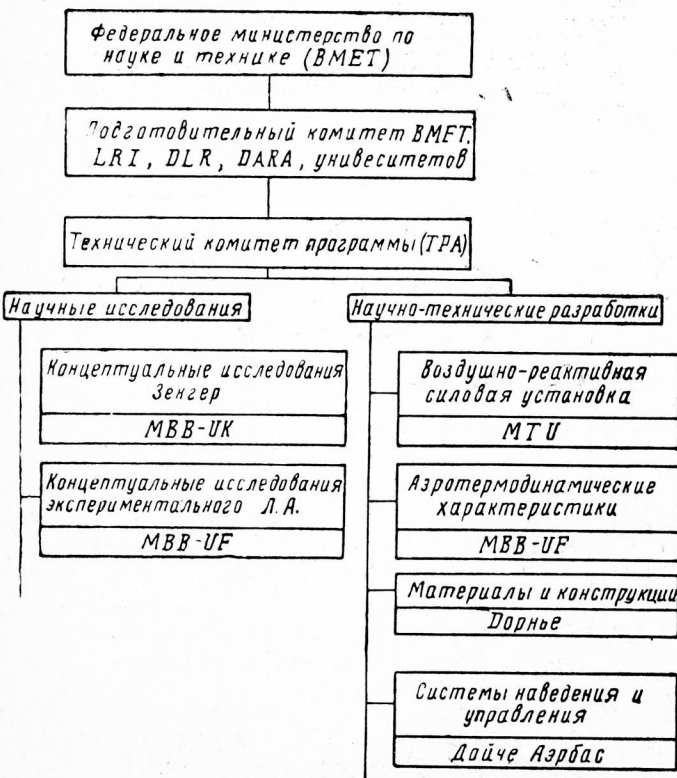


Рис. 1. Организационная структура программы НТР

Участие в программе не ограничивается аэрокосмической промышленностью. Институты германского аэрокосмического научно-исследовательского центра (DLR), некоторые университеты, общества Макса Планка и Фраунхофера также вовлечены в эту программу. Подписаны правительственные соглашения со Швецией и Норвегией, что приведет к кооперации с рядом компаний и институтов этих стран. С правительствами и компаниями некоторых других стран в настоящее время ведутся переговоры. В таблице приведены страны-партнеры и уровень договоренностей или контактов.

В настоящее время получены некоторые результаты, которые подтверждают правильность выбора исходной концепции «Зенгера» во всех главных аспектах. Дальнейшие исследования в текущей фазе I направлены на подтверждение осуществимости исходной концепции, а результаты этих исследований будут использованы как подробные входные данные для углубления концепции и для системных исследований. На основе опыта, имеющегося сегодня, возможно создать полный и хорошо обоснованный план продолжения программы, учитывающий также интересы и экспертизы иностранных партнеров.

Организационная структура НТР (рис. 1) достаточно эффективна, вся исследовательская и научно-техническая деятельность координируется техническим комитетом программы (ТРА). Сюда входят технический директор программы, представители всех ведущих компаний и координатор от аэрокосмического научно-исследовательского центра (DLR). Технический комитет подчиняется подготовительному комитету, который состоит из представителей министерства по науке и технике (директор), германского космического агентства (DARA), германской аэрокосмической промышленности, аэрокосмического научно-исследовательского центра и университетов. Промышленное объединение профсоюзов IABG действует в интересах министерства.

За каждой областью научно-технических разработок закреплены ведущие компании.

Концептуальные исследования «Зенгер»	Космический отдел фирмы MBV
Исследование гиперзвукового экспериментального летательного аппарата	Самолетный отдел фирмы MBV
Воздушно-реактивная силовая установка	Фирма MTU
Аэротермодинамические характеристики и интеграция силовой установки	Самолетный отдел фирмы MBV
Материалы и конструкции	Фирма Дорнье
Системы наведения и управления и подсистемы	Фирма Дойче Эрбас

Для каждой из указанных областей создана рабочая группа экспертов, формулирующих технические подходы и анализирующих результаты.

На фазу 1 программы (1988—1992 гг.) в Германии отпущено 360 млн. немецких марок. Сюда входят 220 млн., выделенных министерством (BMFT), 30—40 млн. — промышленностью, 80—90 млн. — из общего бюджета DLR и 20—30 млн. — из средств университетов, предназначенных для научных работ.

Исходная концепция «Зенгера». На этой стадии развития общей программы термин «исходная концепция» не означает ни окончательного определения всей системы, ни окончательно принятого проекта. Сравнения с другими концепциями космопланов или даже с разработанными проектами должны проводиться осторожно. Тем более, что исходная концепция «Зенгера» с высокой степенью гибкости может адаптироваться к вновь получаемым знаниям и требованиям. До сих пор все работы по программе НТР подтверждают правильность концепции «Зенгера» и ее техническую и технологическую гибкость.

Только для второй ступени концепция изменилась: первоначально рассматриваемая невозвращаемая вторая ступень, названная «Каргус», заменена пилотируемой ступенью многоразового использования. В результате появилась двойная концепция второй ступени (рис. 2) и вызвано это было следующими причинами:

а) первоначально планировалось использовать основную ступень «Ариан» 5 как базовую при проектировании «Каргуса». Однако требования модификаций, в частности, конструкции силовой установки, показали несостоятельность этой затеи. Это почти равнозначно новой разработке и конечно с соответствующими расходами;

б) соединение первоначально запланированного «Каргуса» с первой ступенью не только очень сложное, но связано также с высоким значением донного сопротивления, с проблемами по балансировке и с довольно высокими требованиями по тяге;

в) замена «Каргуса» ступенью многоразового использования открывает возможность для транспортировки на орбиту полезных грузов и возвращения их на землю.

Выбор двойной концепции второй ступени предусматривает много общего в этих двух вариантах, но беспилотная вторая ступень должна поднимать до 7 т груза на орбиту, где находится космическая станция. Однако, хоть и достаточно редко,

есть необходимость поднимать на орбиту грузы, более тяжелые и имеющие большие габариты (например, орбитальные инфраструктурные модули, большие геостационарные спутники). Поэтому в международных разработках наблюдаются следующие направления (рис. 3):

баллистические вертикального запуска транспортные ракеты для тяжелых грузов;

пилотируемые транспортные системы многоразового использования, имеющие крыло, горизонтального взлета и с воздушно-реактивными двигателями для менее тяжелых грузов.

В настоящее время рассматриваются следующие проблемы исходной концепции «Зенгера»:

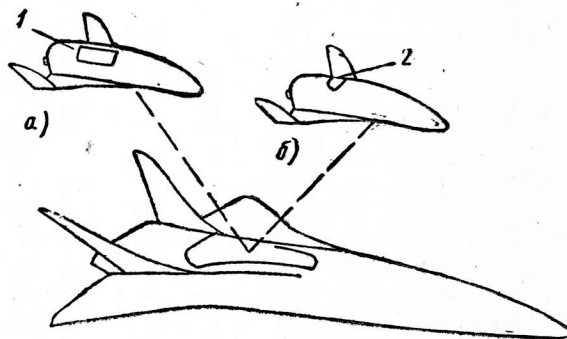


Рис. 2. Двойная концепция второй ступени:

1—грузовой отсек; 2—стыковочное устройство с космической станцией; а—беспилотные полеты (отправка груза и возвращение обратно; полезная нагрузка: 7 т на заданную орбиту; 8,5 т на околоземную орбиту); б—пилотируемые полеты (обслуживание космической станции; полезная нагрузка 3 т).

Первая ступень летательного аппарата: полная масса 254 т; масса без топлива 156 т; максимальная масса топлива 98 т; Вторая ступень пилотируемого варианта: полная масса 112 т; масса без топлива 28,1 т; масса топлива (жидкий кислород/жидкий водород) 80,9 т. Вторая ступень беспилотного варианта: полная масса 112 т; масса без топлива 24,9 т; масса топлива (жидкий кислород/жидкий водород) 79,4 т. Полная масса при запуске 366 т.

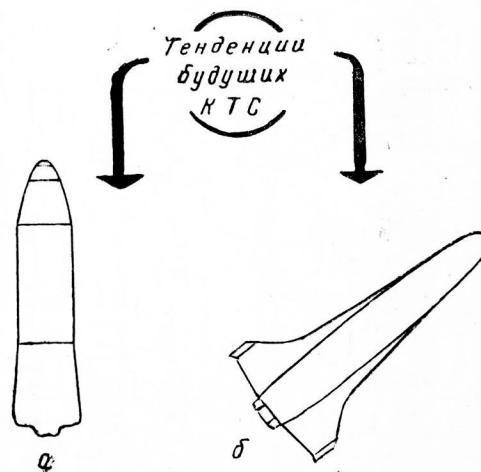


Рис. 3. Тенденции развития будущих космических транспортных систем (КТС): а—баллистический беспилотный летательный аппарат; перевозка груза; вертикальный взлет; б—пилотируемый летательный аппарат с крыльями; перевозка экипажа; горизонтальный взлет

интегральная концепция бак/фюзеляж первой ступени;

новая концепция двойной второй ступени;

оптимизация исходной концепции силовой установки для первой ступени и ее объединение с планером;

детальные расчеты летных характеристик, механики полета и профилей полета;

анализ осуществимости общей концепции;

критерии вероятности и их оценка.

Концепция конструкции первой ступени определяется главным образом проектом бака с жидким водородом. Он занимает основную часть объема фюзеляжа. Главная цель — минимизировать массу конструкции, причем рассматривать нужно фюзеляж и бак совместно. Полученная в результате концепция конструкции должна привести к согласованному проекту, который подтверждается соответствующими технологическими разработками, названными «Криотанк» (Cryotank).

Исходная концепция воздушно-реактивной силовой установки первой ступени выбрана в 1990 г.

сы типовых грузов для беспилотного варианта второй ступени.

Много внимания уделяется таким вопросам, как стоимость, эксплуатация, безопасность, а также влияние на окружающую среду.

Таким образом, в фазе 1 программы НТР рассматриваются не только технические вопросы, но все больше появляется политических и социологических проблем, а также стратегических аспектов осуществления этой исходной концепции в Европе.

Научно-технические разработки. Все темы, скрытые в четырех ключевых областях науки и техники, применительно к программе исследования аэродинамики гиперзвуковых скоростей приведены на рис. 4.

Воздушно-реактивная силовая установка для первой стадии разработок «Зенгера» выбрана интегральная ТРД—ПВРД (рис. 5). При выборе силовой установки были рассмотрены некоторые другие варианты, например, ТРДД—ПВРД, ТРД — ракетный двигатель и силовая система, работающая на жидком водороде. В результате проведенного

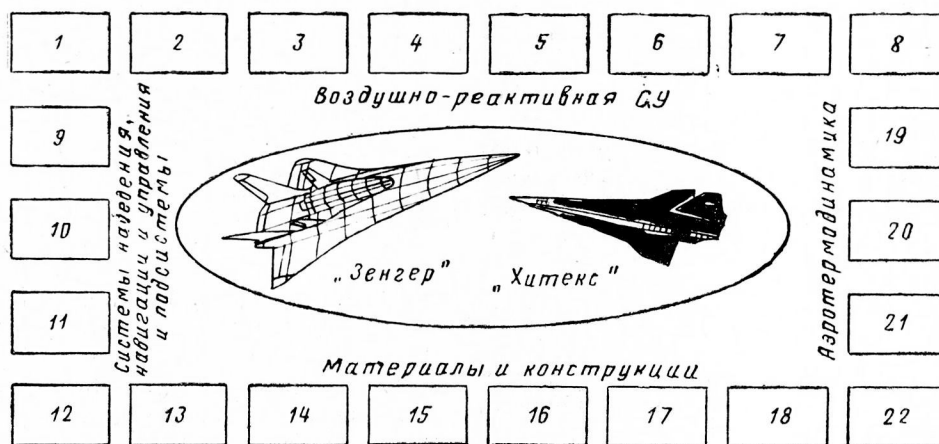


Рис. 4. Научно-технические разработки фазы 1:

1—характеристики сопла; 2—механика закрытия турбореактивного двигателя; 3—воздушный радиатор двигателя; 4—жаропрочная конструкция экспериментальной установки; 5—прямоточный воздушно-реактивный двигатель; 6—материалы и конструкции; 7—измерение высоких температур; 8—модель сопла; 9—экспериментальные установки ($M=7$); 10—жаропрочные силовые приводы; 11—система определения параметров воздуха; 12—многослойная теплозащита; 13—термостойкие конструкции; 14—жаропрочная панель фюзеляжа (титан); 15—направляющая панель воздухозаборника (SIC); 16—технология «Криотанка»; 17—жаропрочная консоль крыла; 18—проектирование воздухозаборника и испытание; 19—испытания в аэродинамических трубах; 20—тепловые нагрузки; 21—методы аэротермодинамики; 22—разделение ступеней

и названа коаксиальной системой ТРД/ПВРД. Вопросы, связанные с размерами и числом двигателей, с основными характеристиками и управлением пограничным слоем, окончательно не решены. Очень важной темой для обсуждения является интеграция сопла и хвостовой части фюзеляжа, затрагивающая вопрос управления с помощью тяги. Кроме того, такая интегрированная силовая установка влияет на характеристики балансировки, устойчивости и управляемости, а также на профиль полета.

В качестве конкурентной концепции рассматривается применение силовой установки SCRAM (ПВРД со сверхзвуковым горением).

Выше упомянутая двойная концепция второй ступени предусматривает две идентичные конфигурации для уменьшения затрат на разработку. Поэтому очень важно определить размеры и мас-

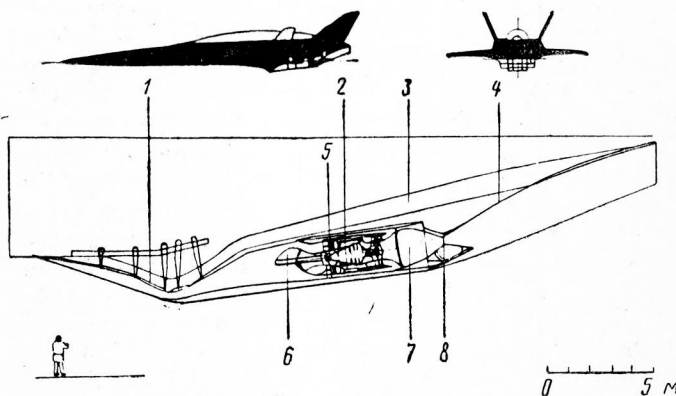


Рис. 5. Исходная концепция силовой установки:

1—воздухозаборник; 2—турбореактивный двигатель; 3—канал для слива пограничного слоя; 4—направляющая при расширении струи; 5—тракт ПВРД; 6—крышка ТРД; 7—камера сгорания ПВРД; 8—сопло

анализа за исходную концепцию принята система ТРД/ПВРД, состоящая из воздухозаборника, турбореактивного двигателя, который защищен от высоких температур во время работы ПВРД закрывающимся механизмом. В режиме работы ПВРД воздушный поток идет коаксиально вокруг турбины к камере сгорания ПВРД. Конфигурация плоского по осевой линии сопла позволяет уменьшить донное сопротивление и использовать направляющую, создающую расширение у задней части фюзеляжа первой ступени для увеличения тяги при больших числах M .

В режиме работы ТРД пограничный слой, простирающийся вдоль фюзеляжа первой ступени, отводится через самостоятельный канал для того, чтобы исключить возмущения, вызываемые неравномерностями потока.

Выбранная силовая установка удовлетворяет всем предъявляемым требованиям и условиям интеграции с фюзеляжем. Все компоненты силовой установки приводятся в соответствие с оптимальными характеристиками и в режиме ТРД и в режиме ПВРД. Для охлаждения компонентов силовой установки используется почти везде жидкий водород и только там, где соображения безопасности становятся главными, используется холодный воздух, охлажденный до требуемых уровней в водородных теплообменниках.

Параллельно с исследовательской деятельностью начиная с 1988 г. развиваются новые технологии для исполнения выбранной силовой установки для первой ступени. В частности разрабатываются:

- турбомеханизм;
- камера сгорания ПВРД;
- расширяющееся сопло;
- материалы и конструкции для охлаждаемых компонентов, подвергаемых высоким температурам и находящихся под нагрузкой;
- вспомогательные системы (воздушный радиатор, насос для подачи водорода);
- измерительная техника, рассчитанная на высокие температуры.

Испытания камеры сгорания ПВРД дали ободрающие результаты. Эти испытания проводятся на специально построенной экспериментальной установке фирмой МВВ в Оттобруне. Сегодня эта установка дает числа M до 4,7. Некоторая модификация установки, которая должна быть завершена к концу 1992 г., обеспечит испытания до $M=7$. Особенностью установки будет химический состав горячего воздуха в воздухозаборнике, который будет соответствовать реальным условиям полета.

В 1992 г. будут проведены испытания камеры сгорания с соплом, охлаждаемым водородом. Гиперзвуковые сопла должны быть аэродинамически оптимизированы, чтобы обеспечить максимальную тягу в широком диапазоне распределений давления и изменений геометрии. Исследуется два типа сопл: двухмерные с квадратным поперечным сечением и сопла с центральным телом. Предварительные исследования моделей сопл были выполнены техническим университетом в Дрездене. Дальнейшие исследования сопл проводятся на новой экспериментальной установке DLR, применяющей лазерную измерительную систему, которая позволяет провести детальные измерения, в част-

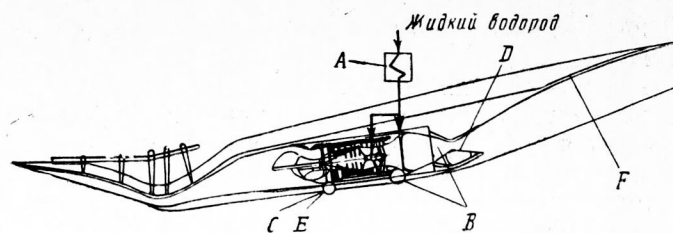


Рис. 6. Предлагаемые материалы для компонентов силовой установки

Конструкции	Материалы	Температуры поверхности °C
A Н ₂ -теплообменник	C/Cu-сплав	600
B Наружный кожух сопла	SiC/Ti-сплав	700
Кожух газовоздушного тракта ПВРД	SiC/Ti ₃ Al	800
C Оболочка жаропрочного пилона	TiAl ⁺	900
D Створки сопла	Суперсплав	700-1200
Система охлаждения сопла		
Конструкция		
E Оболочка жаропрочного пилона	SiC/SiC, SSiC	1250
Жаропрочная конструкция воздушного тракта ПВРД	C/SiC ⁺	1700
F Направляющая расширяющейся части сопла	C/C ⁺	2000

+ — противокислительное покрытие.

ности, химического состава газов в сопле, для того чтобы получить точные данные по созданию тяги.

Очень важную роль при проектировании всех компонентов силовой установки играет создание легких материалов, выдерживающих высокие температуры. Температура в воздухозаборнике и в коаксиальном канале вокруг ТРД будет достигать 2000 К; в камере сгорания ПВРД и в сопле может быть достигнуто 2500 К. На рис. 6 приведен перечень материалов, предлагаемых для различных компонентов, и ожидаемые температуры поверхности.

Использование в качестве хладагента жидкого водорода ставит специфическую проблему, связанную с увеличением срока службы материалов. Решение этой проблемы ищут научные группы университетов.

С самого начала разработок силовой установки особое внимание уделяется вопросам влияния на окружающую среду. Независимыми экспертами представлен анализ, касающийся опасностей для окружающей среды.

Аэротермодинамические характеристики. На рис. 7 показаны в принципе те аэротермодинамические проблемы, которые присущи такой гиперзвуковой конфигурации как «Зенгер». Для решения этих проблем приоритеты исследователей в фазе 1 программы НТР отданы следующим направлениям:

модификация приближенных расчетных методов;

адаптация средств численного расчета (CFD);

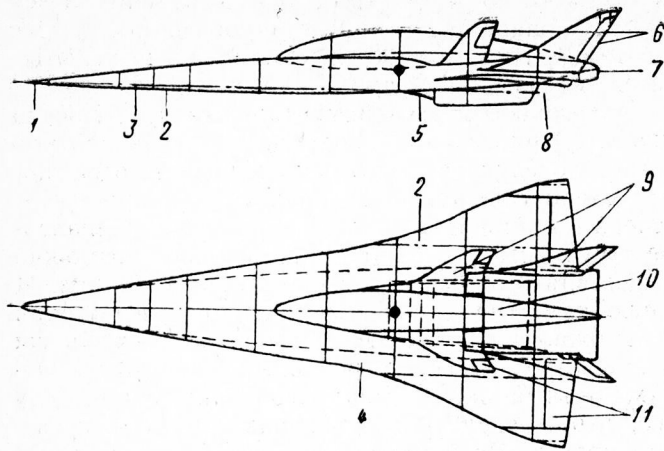


Рис. 7. Проблемы аэротермодинамики для конфигурации «Зенгер»:

1—тепловые нагрузки; 2—переход ламинарно-турбулентный; 3—сжатие у носовой части фюзеляжа; толстый пограничный слой; вязкое гиперзвуковое взаимодействие; 4—вязкое гиперзвуковое взаимодействие; вихри; взаимодействие пограничного слоя; 5—поток на входе в воздухозаборник; взаимодействие скачков с пограничным слоем; течение в углу; 6—интерференция следа; 7—отрыв; 8—вклад асимметричного сопла в момент тангажа; 9—течение в углу; 10—обтекание донной части; 11—обтекание поверхностей управления; отрыв, присоединение; взаимодействие скачков с пограничным слоем

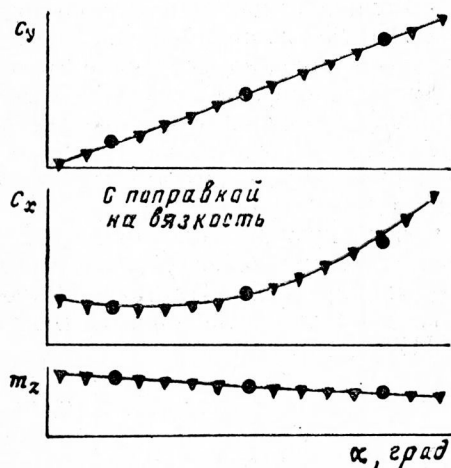


Рис. 8. Сравнение теории с экспериментом

● — расчет, $M_\infty = 4,5$, ▼ — эксперимент

выполнение трубных испытаний со специально изготовленными моделями и измерительной техникой;

расчет и испытание модели гиперзвукового воздухозаборника;

теоретические и экспериментальные исследования разделения ступеней.

Приближенные расчетные методы, использующие определенные допущения, дают возможность быстро и экономично определять подъемную силу и сопротивление обеих ступеней. Кроме того, для расчета конструкции вычисляются распределения давления и тепловые нагрузки. На рис. 8 приведено сравнение результатов расчета по методу Эйлера первой ступени без силовой установки с результатами соответствующих испытаний в аэродинамической трубе. Видно хорошее совпадение расчетных и экспериментальных результатов.

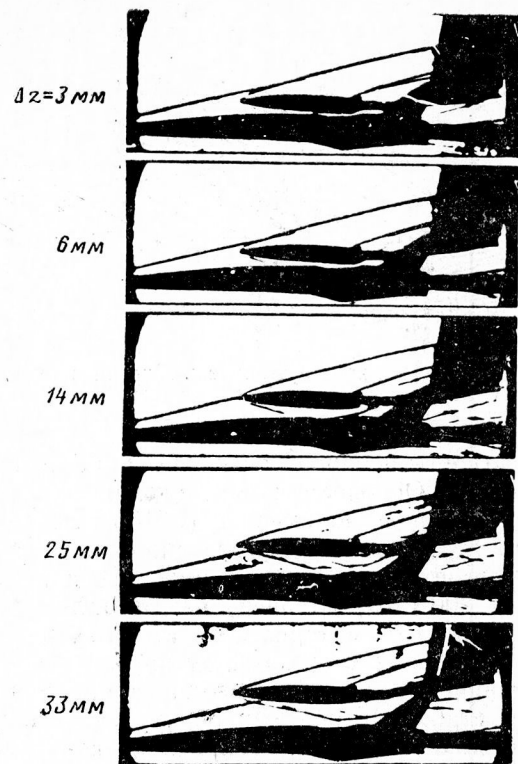


Рис. 9. Испытания в аэродинамической трубе разделения ступеней (фотографирование по методу Теплера, длина модели нижней ступени 508,4 мм), $M_\infty = 6,0$; $Re = 3\,400\,000$; $T_0 = 600K$; $\Delta\alpha = 2^\circ$

Адаптация методов вычислительной аэродинамики (CFD) к аэротермодинамическим исследованиям намного труднее. В методах CFD допущения приближенных методов заменяются детальным описанием всех физических и термодинамических явлений. Поэтому методы CFD используются для расчета наиболее важных компонентов летательного аппарата. Представляется целесообразным использовать эти методы при расчете течения через воздухозаборник и сопло, а также между двумя ступенями во время их разделения.

К третьей группе средств аэротермодинамического исследования относятся трубные испытания со специально подготовленными моделями и измерительной техникой. Такие испытания обеспечивают данными по силам и моментам, распределению давления и температуры и, кроме того, осуществляют проверку всех средств и методов аэротермодинамического расчета. На рис. 9 показаны фотографии, полученные методом полос во время испытаний в аэродинамической трубе разделения ступеней.

Материалы и конструкции. Очень важной проблемой при создании такой космической транспортной системы как «Зенгер» является разработка материалов и конструкций, которые удовлетворяют высоким термомеханическим требованиям. Во время сверхзвукового крейсерского полета постоянная температура поверхности будет достигать местами значений до $700^\circ C$, во время ускорения до разделения ступеней в короткие временные периоды даже до $1300^\circ C$. Для получения конструкций с минимальной массой создаются легкие мате-

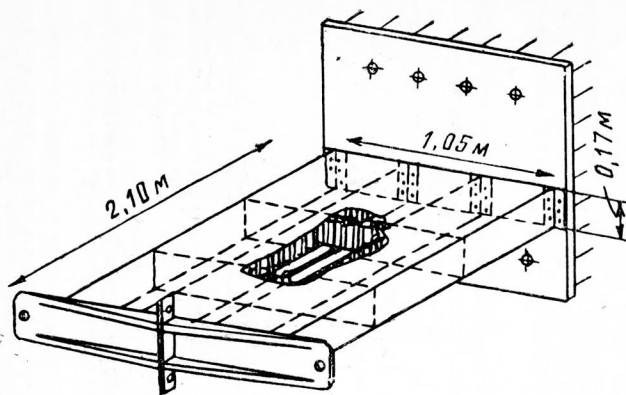


Рис. 10. Элемент конструкции «жаропрочная консоль крыла»

риалы, выдерживающие очень высокие и низкие температуры. Основной акцент сделан на керамиках, упрочненных волокнами (СМС), для температур до 1200°C , на титановых сплавах и на титане в интерметаллических соединениях для температур до 700°C и, наконец, на металлических и неметаллических материалах для экстремально низких температур в криогенном баке.

Сегодняшняя конструктивная концепция для крыла и стабилизатора первой ступени базируется на незащищенной жаропрочной конструкции. Для фюзеляжа будет использована жаропрочная конструкция с эффективной металлической теплозащитной системой для поддержания требуемых рабочих температур оборудования. Бак для жидкого водорода с температурой внутренней стенки около -250°C и с температурой внешней стенки более 500°C требует объединения его с фюзеляжем при максимально улучшенном проекте.

В настоящее время несколько типовых конструктивных элементов спроектировано, изготовлено к испытанию. Это часть наклонной стенки воздуховодника, изготовленная из СМС для температуры до 1200°C , секция консоли крыла, изготов-

ленная из жаропрочного титанового сплава для температуры до 700°C (рис. 10), и сегмент фюзеляжной обшивки, сделанный из обычного титана для температур до 500°C . Построена и испытывается модель бака для жидкого водорода.

Гиперзвуковой экспериментальный летательный аппарат. При создании космической транспортной системы следующего поколения развиваются новые технологии, которые должны быть проверены экспериментально на земле и в полете. Финансовые трудности требуют максимально возможно осуществлять проверку в наземных испытаниях. И только там, где проведение наземных испытаний невозможно или бессмысленно, новые технологии должны проверяться в реальных полетных условиях. Летный эксперимент необходим еще и для того, чтобы сделать минимальным риск намечаемого полета. Экспериментальный летательный аппарат должен создаваться с учетом одновременно технических и финансовых возможностей.

Рассматриваемый вариант экспериментального летательного аппарата НУТЕХ должен обеспечить максимальную скорость полета между $M=5,6$ и $6,8$. Силовая установка рассчитывается как на двойное топливо (керосин—водород), так и на чистый водород.

В заключение следует сказать, что фаза I, включающая концептуальные исследования, должна закончиться в 1992 г., продолжение ее до 1995 г. пока обсуждается, однако состояние дел делает сомнительным начало фазы II (системные исследования) в 1993 г. Если изготовление экспериментального летательного аппарата будет начато в 1996 г., то первые летные испытания вполне возможны будут в 1998—1999 гг.

1992 г. и последующие годы будут характеризоваться все большим включением в разработки международных партнеров. Их технические и финансовые вклады будут решающими для фазы II программы НТР.

Референт *Е. П. Широкопояс*

УДК 629.7.03

ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ОБЪЕДИНЯЮЩЕЙ ВРД С РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ*

В течение последнего тридцатилетия изучаются комбинированные силовые установки, объединяющие воздушно-реактивные и ракетные двигатели. В последнее время ряд стран занимается исследованиями, а в некоторых случаях и разработкой демонстрационной модели летательного аппарата, предназначенного для полета при гиперзвуковых скоростях с использованием такой комбинированной силовой установки. США разрабатывают NASP, ФРГ — «Зенгер», Франция и Япония про-

водят интенсивные исследования летательных аппаратов и с ракетными двигателями, и с воздушно-реактивными.

Воздушно-реактивные двигатели используются, по крайней мере, на том участке полета, где для химической реакции можно взять кислород из атмосферного воздуха. Ракетные двигатели применяются для полета в космическом пространстве, но имеют слишком низкий удельный импульс, поэтому применение ВРД на атмосферном участке полета приводит к снижению веса и стоимости летательного аппарата. Характеристики различных силовых установок с точки зрения удельного им-

* Kors D. Design consideration for combined airbreathing-rocket propulsion systems, Aerojet Propulsion Division, Sacramento, C. A., AIAA-90-5216.

пульса иллюстрируются на рис. 1. Воздушно-реактивные двигательные системы характеризуются удельным импульсом, величина которого обычно на порядок выше при малых числах M , чем при больших, и выше величины удельного импульса ракетной двигательной системы при полете с гиперзвуковой скоростью.

Кроме того, из рис. 1 видно, что ни одна концепция силовой установки не является оптимальной во всем диапазоне чисел M . ТРД и другие турбоускорители имеют очень высокий удельный импульс при малых числах M , но их действие ограничено приблизительно скоростью $M=5$. ПВРД могут работать в диапазоне чисел $M=2-6$, а ПВРД со сверхзвуковым горением — в диапазоне больших чисел M .

Ракетные двигатели на химическом топливе, которые имеют низкий, но почти постоянный во

всем диапазоне полета удельный импульс, могут в действительности иметь более высокие характеристики при больших числах M . Эти характеристики позволяют предположить, что комбинирование определенным образом ВРД и ракетных двигателей в одной силовой установке может оказаться оптимальным для ВКС, запуск которых производится с Земли, а разгон до гиперзвуковых скоростей — в атмосфере.

Комбинированные силовые установки ВРД/РД явились результатом разработок ракетных двигателей и двух основных типов воздушно-реактивных двигателей — турбореактивного и ПВРД. Турбореактивные двигатели и ПВРД используют в качестве окислителя кислород из атмосферного воздуха, а ракетные двигатели должны быть оснащены как своим окислителем, так и своим топливом.

Характерные комбинации этих трех основных типов двигателей представлены на рис. 2, причем перекрывающиеся площади кругов, представляют собой взаимосвязь этих трех основных типов двигателей. Существуют концепции, основанные на любых двух или на всех трех основных типах.

В представленной работе особое внимание обращено на уникальные характеристики и вопросы, связанные с разработкой перспективной комбинированной силовой установки ВРД/РД.

Общие принципы проектирования. Комбинированные силовые установки ВРД/РД могут применяться, по крайней мере, в трех основных категориях летательных аппаратов: 1) космические ракеты-носители; 2) гиперзвуковые самолеты; 3) гиперзвуковые ракеты. Каждая из этих категорий ЛА будет рассмотрена с точки зрения принципов проектирования комбинированных силовых установок. Концепции силовых установок для космических ракет-носителей и гиперзвуковых самолетов будут рассматриваться вместе, поскольку они имеют много общего. Гиперзвуковые ракеты и их применение будут рассмотрены отдельно.

В табл. 1 представлены летательные аппараты, разрабатываемые в четырех основных странах мира, состояние разработки, в котором они находятся, и исследовательские работы, связанные с их разработкой.

Из представленных в табл. 1 данных можно сделать следующие выводы:

Исследуются как запуски космических ЛА, так и полеты с гиперзвуковой крейсерской скоростью.

На предстоящее десятилетие планируется первый полет гиперзвукового ЛА с использованием комбинированной силовой установки ВРД/ракетный двигатель.

Разрабатываются как одноступенчатая, так и двухступенчатая системы вывода на орбиту.

Для одноступенчатой системы вывода на орбиту будут применяться ПВРД и ПВРД со сверхзвуковым горением в сверхзвуковом диапазоне траекторий полета, т. к. они имеют высокий удельный импульс и малый вес.

Будет осуществляться переход от ПВРД со сверхзвуковым горением к ракетным двигателям для одноступенчатых систем вывода на орбиту в верхнем диапазоне гиперзвуковых скоростей.

Исследования силовых установок для первой ступени двухступенчатой системы вывода на орби-

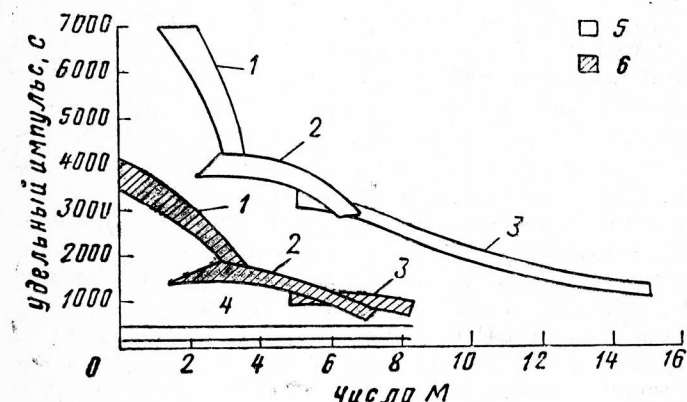


Рис. 1. Удельный импульс различных силовых установок: 1—турбореактивные двигатели; 2—ПВРД; 3—ПВРД со сверхзвуковым горением; 4—ракетные двигатели; 5—водород; 6—углеводород

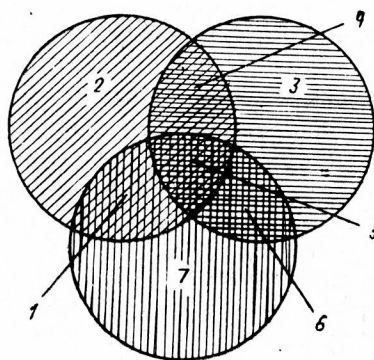


Рис. 2. Основные двигатели и их комбинации:

1—турбоагрегатные двигатели (воздушные турбоагрегатные двигатели); 2—ТРД (основные ТРД, турбовентиляторы); 3—ПВРД (дозвуковой цикл, сверхзвуковой цикл); 4—турбоагрегатные двигатели (воздушные турбоагрегатные и ракетные двигатели (ПВРД с турбоагрегатом, комбинированный турбоагрегатный и ракетный двигатель)); 5—ракетно-агрегатный двигатель (эжекторный ПВРД, двигатель на жидком воздухе. ЖРД со сжиженным кислородом из окружающей среды); 6—ракетные двигатели (жидкое топливо, твердое топливо, смешанное жидкое/твердое топливо)

Таблица 1

Работы, связанные с созданием гиперзвукового/космического ЛА и его силовой установки

Страна	ЛА	Силовая установка	Дата первого полета
США	NASP X-30 (демонстрационный образец) с двухступенчатой системой вывода на орбиту	ПВРД/ПВРД со сверхзвуковым горением; ракетный двигатель; различные установки для малых скоростей	1997 г.
ФРГ	„Зенгер“ (демонстрационный образец) с двухступенчатой системой вывода на орбиту	ТРД—ПВРД (1-я ступень); ракетный на сжиженном топливе (2-я ступень); ПВРД со сверхзвуковым горением (перспективный)	1999/ 2000 гг. (1 ступень)
Франция	STS 2000 (исследования) с одноступенчатой с двухступенчатой { системы вывода на орбиту	ТРД—ПВРД/ракетный; ракетный/ПВРД/ракетный; ПВРД со сверхзвуковым горением; турборакетный/прямоточно-ракетный; турбовентиляторный/прямоточно-ракетный	2010/ 2020 гг.
Япония	Демонстрационный космический аппарат одноступенчатый двухступенчатый	Концепции турбомашин; ЖРД; прямоточно-ракетный/эжекторно-ракетный; ПВРД со сверхзвуковым горением; ракетный	21 век

ту включают исследования многочисленных турбомашин, ракетных двигателей и ЖРД, сжижающих кислород из окружающей атмосферы; в действительности современные исследования ограничены турбомашинными и ЖРД со сжижением кислорода из окружающей атмосферы.

Криогенный водород — это универсальное топливо, выбор которого обусловлен его высоким энергетическим содержанием, позволяющим улучшить характеристики, и большой теплоемкостью, обеспечивающей охлаждение двигателя и ЛА.

На рис. 3 приведена маршрутная карта, составленная для комбинированной силовой установки ВРД/ракетный двигатель на основе синтеза исследований силовых установок, представленных в табл. 1. Взаимосвязи различных типов силовых установок и диапазонов режимов полета от момента взлета до выведения ЛА на орбиту характеризуются следующими положениями:

Силовая установка, состоящая только из ракетных двигателей, способна обеспечить работу во всем диапазоне скоростей от взлета до выведения на орбиту. Ее удельный импульс ниже, чем у ВРД, за исключением участка полета с очень большими гиперзвуковыми скоростями; тем не менее ее удельная масса (масса двигателя на кг производимой тяги) также обычно меньше, чем у ВРД.

Ракетный двигатель может также применяться в качестве вспомогательной силовой установки в силовой установке с ВРД на гиперзвуковом участке полета, когда требуется увеличение тяги, например, при взлете, при полете в трансзвуковом переходном режиме с высоким сопротивлением, при полете с очень большими гиперзвуковыми скоростями на том участке полета, где ПВРД со сверхзвуковым горением неэффективен, и в условиях заатмосферного полета на низкой околоземной орбите.

Силовая установка с ВРД для малых и средних скоростей полета может работать с использованием различных вариантов турбомашин (для механического сжатия воздуха) или с использованием прямоточных ракетных двигателей (камера ракетного двигателя работает как эжектор/струйный насос для аэродинамического сжатия воздуха перед подводом тепла).

Прямоточные ракетные двигатели могут быстро переходить в режим прямоточного ВРД с целью минимизации влияния их низкого удельного импульса на характеристики.

Благодаря своему высокому удельному импульсу турбоускорители могут применяться либо пока их удельный импульс не станет ниже, чем у сопутствующего ему ПВРД, либо пока их вращающиеся механизмы не смогут выдерживать высокий энергетический уровень в воздухе, сжатом за счет скоростного напора. В первом случае это означает переход к ПВРД, а в последнем — переход или к ПВРД со сверхзвуковым горением или непосредственно к ракетному двигателю для выполнения тех режимов полета, которые характеризуются очень большой скоростью.

Силовые установки с ВРД для средних и больших скоростей — это установки ПВРД. При малых скоростях оптимальным является ПВРД с дозвуковым горением, но переход либо к ракетному двигателю, либо к сверхзвуковому горению (ПВРД со сверхзвуковым горением) необходим, когда число M полета приближается к $M=7$. При этих условиях полета энергия потока так велика, что должна сохраняться в большей степени как кинетическая энергия, а не превращаться в соответствующую тепловую энергию в виде чрезмерно вы-

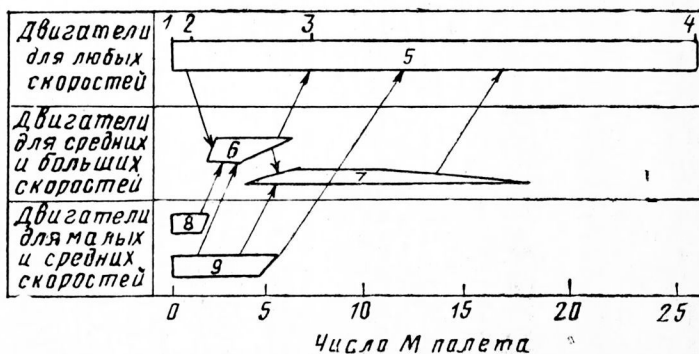


Рис. 3. Комбинированная силовая установка ВРД/ракетный двигатель:

1—взлет; 2—трансзвуковое сжатие; 3—двухступенчатая система вывода на орбиту (2-я ступень); 4—вывод на околоземную орбиту; 5—ракетный двигатель; 6—ПВРД; 7—ПВРД со сверхзвуковым горением; 8—прямоточно-ракетный; 9—турбомашин

Сравнение характеристик различных топлив

Топливо	Теплота сгорания, ккал/кг	Плотность жидкости, кг/м ³	Максимальная теплоемкость, ккал/кг		
			физическая	химическая (эндотермическая)	полная
Водород	28 800	75,5	3710	—	3710
Метан	11 950	450,0	750	—	750
МСН (метан-углерод-водород)	10 310	770	565	523	1089
Декалин	10 120	900	569	529	1096
JP-7	10 300	770	149	—	149

соких статического давления и температуры при снижении скорости до дозвуковой. Таким образом, ПВРД со сверхзвуковым горением лучше всего подходит для того диапазона гиперзвуковых скоростей, когда обычный ПВРД ухудшает свои характеристики, а ракетный двигатель еще не обеспечивает достаточно хорошие характеристики.

При выборе специальных концепций силовых установок учитываются не только цели полета, но и допустимая степень технического риска. Например, демонстрационный образец ВКС, представленный в табл. 1, занимает различные положения в маршрутной карте, приведенной на рис. 3, в основном из-за различной степени технического риска, допускаемой субсидирующей организацией.

Демонстрационный образец NASP представляет собой концепцию максимальной степени риска/максимальная полезная нагрузка, которая позволяет получить наилучшие характеристики силовой установки при малых скоростях с помощью комбинированной силовой установки из ПВРД и ПВРД со сверхзвуковым горением для большинства режимов между взлетом и выходом на орбиту, а при выводе на орбиту — с помощью ракетной установки. Таким образом получение лучших характеристик силовой установки может быть обеспечено во всем диапазоне режимов полета.

ФРГ предпочла концепцию «Зенгер» с меньшей степенью риска разработки силовой установки. Из рис. 3 видно, что «Зенгер» осуществляет взлет при помощи ТВД и переходит на режим работы ПВРД при дозвуковых скоростях полета. Как только ПВРД разовьет предельную для него скорость, приблизительно равную $M=7$, ступень самолета-носителя отделяется и вторая ступень с ракетным двигателем разгоняется для вывода на орбиту. Применение этой концепции исключает все виды риска при разработках, связанных с ПВРД со сверхзвуковым горением, но при этом, безусловно, теряются те сверхвысокие характеристики ПВРД со сверхзвуковым горением, которые могли бы быть использованы для большей части полета со сверхзвуковой скоростью.

При разработках силовых установок конструкторы выбирают различные концепции силовых установок для, по существу, одинаковых целей. Однако в качестве топлива для всех основных проектов, представленных в табл. 1, используется криогенное водородное топливо либо в жидком виде, либо в виде смеси жидкой и твердой фаз.

Причины, по которым для всех этих концепций в качестве топлива был выбран водород, видны из сравнения приведенных в табл. 2 характеристик водорода с точки зрения выделения энергии и охлаждающей способности с характеристиками различных видов углеводородного топлива. Теплота сгорания водорода приблизительно в 3,5 раза больше, чем у углеводородного топлива, что обеспечивает очень высокий удельный импульс водорода в сравнении с типичными представителями углеводородного топлива (рис. 1). Экстраполяция этих данных позволяет представить, что удельный импульс ПВРД на углеводородном топливе недостаточен для выполнения крейсерского полета с гиперзвуковыми числами M или еще более недостаточен для разгона до орбитальных скоростей.

Сравнение охлаждающей способности водорода и углеводородного топлива также показывает преимущества криогенного водорода. Его полная теплопоглощающая способность почти на порядок величины больше, чем у углеводородных топлив и даже эндотермические топлива не выдерживают сравнения с водородом. Для вывода на орбиту необходима повышенная охлаждающая способность водорода такому одноступенчатому КЛА как NASP, в котором для охлаждения зон, испытывающих значительный перегрев, необходимо топливо, охлаждающая способность которого позволит обеспечить практическую выполнимость проекта.

Основной недостаток водородного топлива — его плотность — также виден из табл. 2. Она примерно на порядок величины ниже, чем у углеводородных топлив. Этот недостаток учитывается, и чтобы использовать все преимущества водородного топлива, конструкторы вынуждены предусматривать большие емкости для топлива с малой плотностью.

Гиперзвуковые ракеты. Применение комбинированных силовых установок ВРД/ракетные двигатели возможно как в тактических, так и в стратегических гиперзвуковых ракетах. Исследования этих двух типов гиперзвуковых ракет в НИЦ им. Лэнгли позволило сделать вывод, что в отличие от гиперзвукового самолета на криогенном топливе для ракет лучше использовать некриогенные жидкие углеводородные топлива по соображениям, связанным с объемом и материально-техническим снабжением. Несмотря на то, что требования по аэродинамике, предъявляемые к тактическим и стратегическим ракетам, очень различны, силовые установки, применяемые для обоих типов, одинаковы.

Исследования показали, что гиперзвуковые ракеты с ВРД обладают уникальными характеристиками по скорости, дальности и маневренности при относительно малом весе. Эти преимущества, свойственные как тактическим, так и стратегическим ракетам, могут быть достигнуты путем тща-

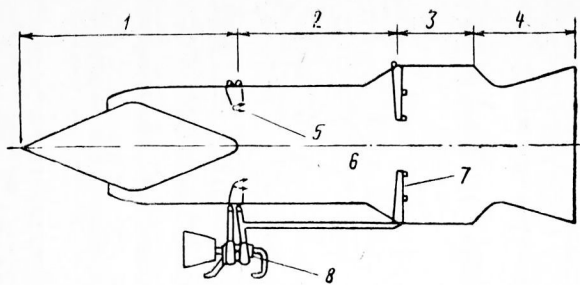


Рис. 4. Эжекторный ПВРД:

1—воздухозаборник; 2—смеситель/диффузор; 3—камера сгорания; 4—выходное сопло; 5—начальная тяга; 6—камера сгорания; 7—топливная форсунка; 8—турбонасос

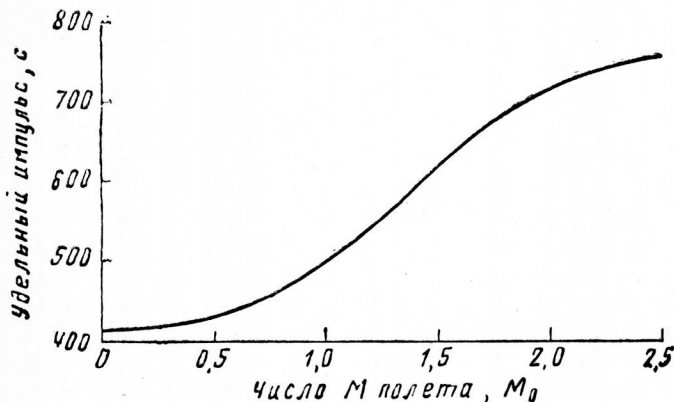


Рис. 5. Удельный импульс прямоточно-ракетного двигателя

тельного интегрирования силовой установки с планером и синергической связи аэродинамики, силовой установки и прочности.

Применительно к ракетам имеют преимущества прямоточно-ракетный или эжекторный ПВРД (рис. 4) благодаря простоте и малому весу, так же, как и ракетные ускорители, но кроме того, их характеристики значительно лучше. Это улучшение характеристик становится еще более значительным при увеличении числа Маха, так что при $M=2$ удельный импульс такого двигателя почти вдвое больше, чем у ракетного двигателя, работающего на жидком топливе (рис. 5). Еще одно преимущество этой концепции, объединяющей ВРД и ракетный двигатель, состоит в запасе по тяге, который имеется у ракетного двигателя при работе ПВРД/ПВРД со сверхзвуковым горением в условиях крейсерского полета. Это свойство существенно увеличивает запас по управляющей силе у ракеты, что сильно повышает ее маневренность и, возможно, живучесть.

Принципы проектирования комбинированной силовой установки. Условия гиперзвукового полета с использованием ВРД вводят ряд требований к их разработкам.

Объединение силовой установки/летательного аппарата:

- площадь входа воздухозаборника;
- тяга/сопротивление;
- эффективные органы управления.

Устойчивость работы двигателя в широком диапазоне режимов полета:

- устойчивый поток в воздухозаборнике во время запуска;
 - устойчивость горения/изоляция воздухозаборника;
 - высокая эффективность органов управления.
- Высокие характеристики в широком диапазоне режимов полета:

- воздухозаборники с большой площадью входа;
- воздухозаборники с высоким давлением на выходе;
- высокая эффективность компонентов;
- сопла с большим коэффициентом расширения.

Управление системой уровня нагрева:

- жаропрочные, охлаждаемые топливом конструкции.

Перспективные материалы:

- высокое отношение прочности к весу;
- возможность выдерживать высокие температуры;
- сопротивление окислению.

Тем не менее при комбинировании ракетных двигателей с ВРД каждое из этих требований приобретает дополнительную значимость.

При полете с гиперзвуковой скоростью силовая установка должна быть очень эффективной, двигатель должен минимально увеличивать лобовое сопротивление и вес ЛА, пропускать через себя как можно больше воздуха. Эти цели легче всего достигаются, если считать внутреннюю верхнюю поверхность ЛА как часть силовой установки. Эта схема, называемая интегральной, представлена на рис. 6. В ней используется передняя часть ЛА в качестве сужающейся части воздухозаборника и задняя часть ЛА — как расширяющаяся часть сопла. Чтобы получить требуемую тягу при больших числах Маха, воздухозаборник должен захватывать почти весь воздух, следующий за головным скачком уплотнения.

Для того чтобы разместить ракетный двигатель в этой конфигурации ЛА, тесно связанной с силовой установкой, необходимо особо позаботиться о том, чтобы ракетная установка вносила минимум дополнительного сопротивления и/или минимально увеличивала вес ЛА. Одним из вариантов ракетной силовой установки, отвечающей этим критериям, является вариант с камерой ракетного двигателя, утопленной в конструкцию камеры ПВРД/ПВРД со сверхзвуковым горением, как показано на рис. 7. Эта ракетная установка не вносит дополнительного аэродинамического сопротив-

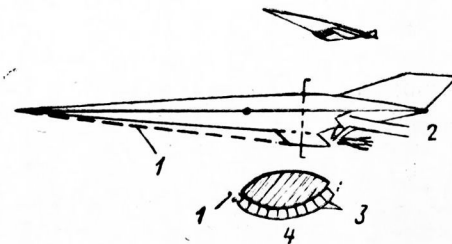


Рис. 6. Компоновка ПВРД со сверхзвуковым горением — летательный аппарат: 1—скачок; 2—тяга; 3—модули двигателя; 4—схема поперечного сечения двигателя



Рис. 7. Использование тракта встроенного ракетного двигателя для расширения потока

ления и минимально увеличивает вес ЛА, причем отпадает необходимость в специальном расширении ее сопла. Створка воздухозаборника на обтекателе может быть закрыта, как показано на рис. 7, в течение всего периода работы одной только ракетной установки или оставаться открытой, если воздуха достаточно, чтобы развить дополнительную тягу от воздушно-реактивной силовой установки.

Для того чтобы соответствовать требованиям гиперзвукового полета, воздушно-реактивная силовая установка должна обеспечивать: 1) стабильность потока, начиная от воздухозаборника, 2) устойчивость горения/изоляция воздухозаборника, 3) объединенное управление летательным аппаратом/двигателем.

Кроме того, комбинированная силовая установка ВРД/РД должна обеспечивать стабильную работу в широком диапазоне рабочих режимов при переходе от одного цикла к другому. Это приводит к дальнейшему усложнению системы управления двигателем в связи с тем, что параметры управления отдельно турбоускорителем, отдельно ПВРД со сверхзвуковым горением и отдельно ракетным двигателем довольно различны. Поэтому число параметров управления увеличивается, а система управления становится более сложной. Второе обстоятельство связано с тем, что переход одного рабочего режима в другой — это динамический процесс, который нужно регулировать так, чтобы переход не привел к эксплуатационной неустойчивости.

При полете на гиперзвуковых скоростях необходима высокая эффективность силовой установки. Это значит, что параметры воздухозаборника, двигателя и сопла должны приближаться к идеальным с целью получения большого значения тяги и высокого удельного импульса.

Характеристики ПВРД со сверхзвуковым горением были рассчитаны по программе SCRAM в НИЦ им. Лэнгли при числах M от 10 до 20. В качестве топлива был выбран криогенный водород, сжигаемый в стехиометрическом соотношении ($\Phi=1,0$). Полное сужение камеры сгорания двигателя (A_0/A_{min}) приблизительно равно 12, а степень расширения сопла ($A_{вых}/A_0$) приближается к 2. Для всех расчетов было принято, что скоростной напор набегающего потока равен $\sim 4840 \text{ кг/м}^2$, а угол атаки летательного аппарата $\approx 0^\circ$. Кроме того, были выведены три уровня эффективности основных компонент для иллюстрации влияния достигнутой эффективности компонента двигателя на характеристику уровня двигателя (табл. 3).

Относительные значения полной тяги, сопротивления входа и располагаемой тяги были вычислены для условий гиперзвукового полета с исполь-

Характеристика компонента ПВРД со сверхзвуковым горением

Эффективность компонента	Определение эффективности	Уровень усовершенствования, %		
		идеальный	номинальный	заниженный
Воздухозаборник, $N_{к.э}$	Кинетическая энергия	100	97,5	95
Камера сгорания, N_c	Реальное высвобождение энергии Высвобождение энергии в идеальном случае	100	90	80
Сопло, C_N	Тяга, возникающая в реальном случае Тяга в идеальном случае	100	97,5	95

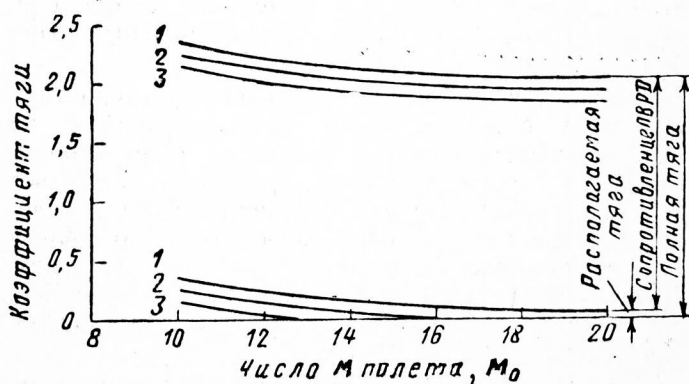
зованием вышеописанных методик и допущений. Результаты, представленные на рис. 8, позволяют сделать следующие выводы:

Сопротивление входа составляет 90 из 100% полной тяги во всем диапазоне уровней характеристик компонента и предполагаемых условий полета.

Располагаемая тяга очень чувствительна к допустимым уровням характеристик компонента и ее чувствительность возрастает с увеличением числа M .

Располагаемая тяга превращается в сопротивление при более высоких гиперзвуковых числах M , причем точка пересечения зависит от уровня достигнутых характеристик компонента.

Параметры воздухозаборника показаны на рис. 9, где представлена зависимость удельного импульса ПВРД со сверхзвуковым горением от числа M полета. Видно, что характеристика ПВРД

Рис. 8. Зависимость полной тяги ПВРД со сверхзвуковым горением, сопротивления ПВРД и располагаемой тяги от числа M полета:

1 — идеальная; 2 — нормальная; 3 — заниженная

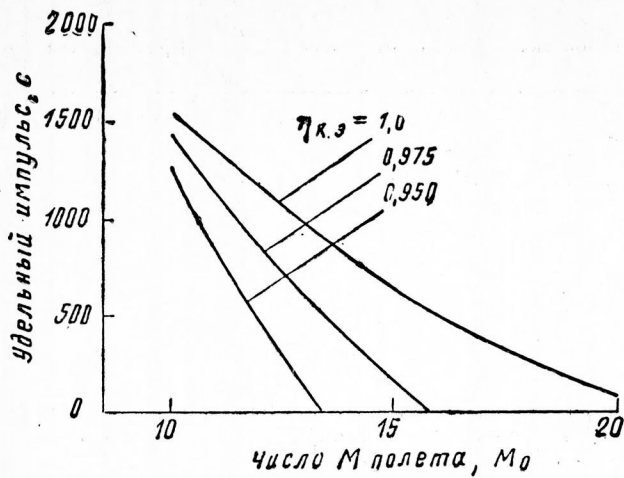


Рис. 9. Влияние эффективности воздухозаборника на характеристику ПВРД со сверхзвуковым горением

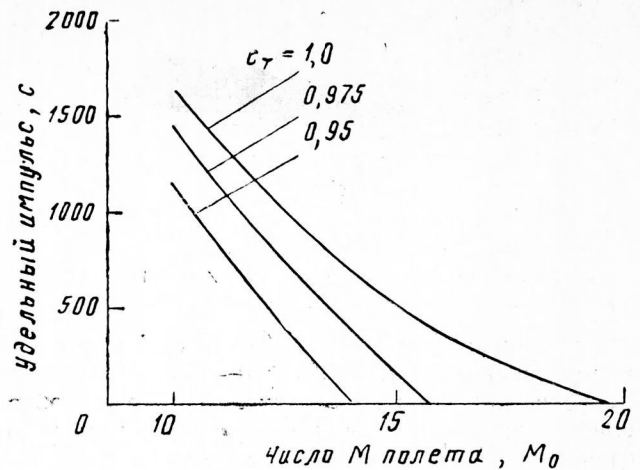


Рис. 11. Влияние реактивной тяги на характеристику ПВРД со сверхзвуковым горением

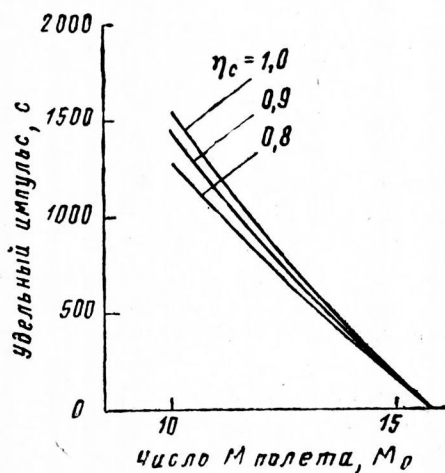


Рис. 10. Влияние эффективности горения на характеристику ПВРД со сверхзвуковым горением

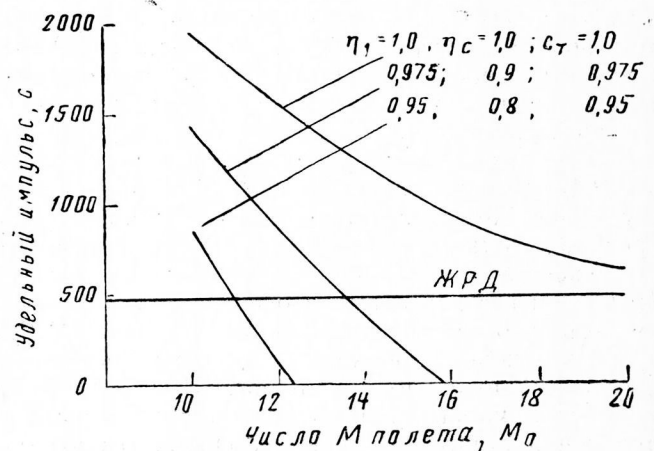


Рис. 12. Сравнение удельного импульса для ПВРД со сверхзвуковым горением и ракетного двигателя

со сверхзвуковым горением в значительной степени зависит от к. п. д. кинетической энергии воздухозаборника. Наклон кривой зависимости удельного импульса от числа M становится значительно круче при уменьшении $\eta_{к.з}$ и может потребоваться, чтобы $\eta_{к.з} = 98-99\%$, если полет ЛА с ПВРД со сверхзвуковым горением будет проходить при больших гиперзвуковых числах Маха.

Влияние неполного сгорания на характеристики ПВРД со сверхзвуковым горением показано на рис. 10. Эффективность горения не имеет особого значения при определении удельного импульса ПВРД со сверхзвуковым горением при этих условиях. В действительности, когда число M полета приближается к 15, оно почти не имеет значения. Поэтому очень высокая эффективность сгорания не является необходимой на стадии конструкторских разработок для $M \geq 10$.

На рис. 11 показано, что для достижения приемлемой характеристики ПВРД со сверхзвуковым горением необходимо, чтобы коэффициент тяги был высоким. Тенденция аналогична чувствительности удельного импульса к кинетической энергии и эф-

фективности воздухозаборника. Если ПВРД должен использоваться при больших гиперзвуковых числах M , то возможно, что при его разработке будет необходимо, чтобы к. п. д. сопла был равен 98—99%.

Если все эти эффекты рассматривать вместе, то зависимость удельного импульса ПВРД со сверхзвуковым горением от числа M полета будет такой, какая представлена на рис. 12. Видно, что удельный импульс ПВРД со сверхзвуковым горением пересекается с уровнем удельного импульса ракетного двигателя при разных числах M полета, которые существенно зависят от уровня достигнутой эффективности. Следовательно, если для выполнения гиперзвукового полета требуется, чтобы скорость соответствовала гиперзвуковым числам $M > 12$, то либо необходимо обеспечить весьма совершенную конструкцию ПВРД со сверхзвуковым горением, либо, что более разумно, включить в общую силовую установку ракетную силовую установку с высокими характеристиками. Комбинированная силовая установка ВРД/РД гарантирует возможность создания адекватной тяги при самом высоком удельном импульсе при дальнейшем уско-

рени летательного аппарата, даже если характеристики разрабатываемого ПВРД со сверхзвуковым горением еще неизвестны, поскольку еще нет данных летных испытаний о реальных соотношениях между тягой и сопротивлением.

Для того чтобы получить максимальную величину удельного импульса у ракетного двигателя (как показано на рис. 7) обеспечивают экстремально большую степень расширения сопла ракетного двигателя при больших давлениях. Это приводит к тому, что удельный импульс становится таким же, как на рис. 13. Расчеты показали, что увеличение удельного импульса на 5% (500 вместо 475 с) происходит в результате того, что увеличивается коэффициент расширения за счет полной поверхности расширения ПВРД со сверхзвуковым горением в сравнении с ограниченным расширением типичного традиционного сопла ракетного двигателя.

Было исследовано влияние одного дополнительного расчетного параметра на комбинированную силовую установку ВРД/ракетный двигатель в условиях гиперзвукового полета. Это исследование касается изучения влияния коэффициента полного расширения сопла ПВРД со сверхзвуковым горением ($A_{вых}/A_0$) на тягу и удельный импульс. Результаты представлены на рис. 14, в виде зависимостей $I_{уд}$ от числа M полета для трех значений $A_{вых}/A_0$, т. е. для 1, 2 и 3. Эти результаты показывают, что коэффициент расширения сопла двигателя оказывает существенное влияние на характеристику двигателя.

Обычно возможность увеличения коэффициента расширения очень невелика, т. к. для гиперзвуковых ЛА требуется максимальная площадь входного сечения воздухозаборника и по возможности большее расширение для создания достаточной тяги во всем коридоре траекторий полета. Например, для комбинированной схемы, подобной той, которая схематично представлена на рис. 6, воздухозаборник может обычно захватывать такое количество воздуха, которое эквивалентно трубке тока, занимающей приблизительно около 50% поперечного сечения ЛА. Даже при использовании максимально возможной площади для поверхности расширения полный коэффициент расширения ПВРД со сверхзвуковым горением, $A_0/A_{вых}$, ограничивается величиной между 1 и 2.

Поэтому, если измерять тягу силовой установки при условиях, отличающихся от условий гиперзвукового крейсерского полета, то можно избежать применения ПВРД со сверхзвуковым горением с тем, чтобы увеличить коэффициент допустимого расширения и таким образом увеличить удельный импульс в условиях крейсерского полета и возместить недостаток тяги в относительно недолго длящейся части разгона, когда применяется тяга ракетного двигателя. Тем не менее, вредное влияние уменьшения размеров ПВРД со сверхзвуковым горением на сопротивление носовой части должно учитываться при исследовании рынка сбыта.

Кроме вышесказанного, комбинированные силовые установки (ВРД/ракетный двигатель) гиперзвуковых ЛА ставят перед их создателями вопросы, связанные с управлением тепловыми процессами, так как может потребоваться активное охлаж-

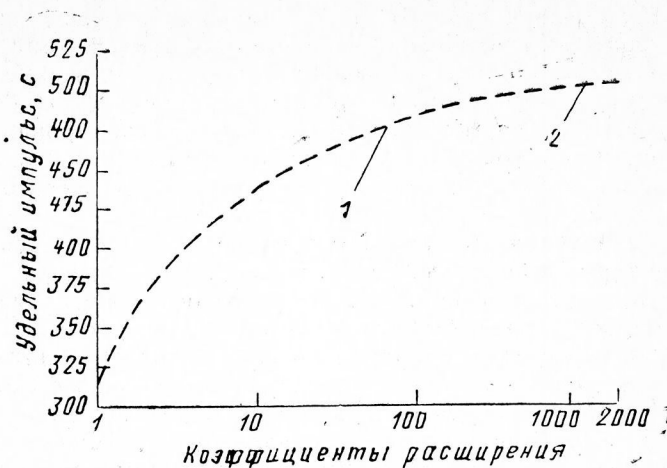


Рис. 13. Обеспечение наилучших характеристик встроенного ракетного двигателя путем увеличения степени расширения:
1—ракетный двигатель с обычным расширением; 2—интегральная силовая установка в ракетном режиме

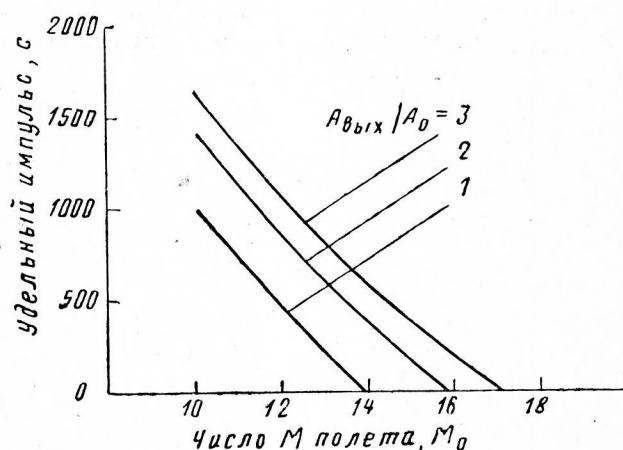


Рис. 14. Влияние коэффициента расширения на характеристику ПВРД со сверхзвуковым горением

дение носовой части планера и передних кромок. В таких ЛА для регенеративного охлаждения критических поверхностей будет применяться криогенное водородное топливо, но сами поверхности будут быстро терять свою прочность и плавиться при температурах, которые могут быть достигнуты даже на хорошо обтекаемом теле в верхних слоях атмосферы при скоростях, близких к орбитальным.

Следует рассмотреть одну из дополнительных тепловых нагрузок при объединении ВРД и ракетного двигателя в одной силовой установке, которая связана с требованиями по охлаждению камеры сгорания ракетного двигателя и сопла. Наиболее выгодным методом охлаждения ракетного двигателя является регенеративное охлаждение этих компонентов с тем, чтобы тепло, поглощенное стенкой, возвращалось назад в топливо. Это увеличивает энтакпию топлива, компенсируя таким образом снижение энергии в тепловом пограничном слое газообразных продуктов сгорания. Тем не менее, регенеративное охлаждение компонентов ракетного двигателя требует, чтобы температура топлива была ниже пре-

дела, определенного максимальной рабочей температурой материала и ростом объемной температуры топлива в регенеративном охлаждающем контуре. Это, в свою очередь, ограничивает количество тепла, которое может быть поглощено ракетным топливом с активно охлаждаемых поверхностей планера и других компонентов силовой установки.

Материалы, характеризующиеся малой массой и термостойкостью. Чтобы выдерживать температуры, характерные для гиперзвукового полета, материал должен быть легким, иметь высокую удельную прочность и сохранять свою прочность даже при очень высоких температурах при гиперзвуковом полете. Такими качествами обладают, например, композиционные материалы на керамической основе, на металлической основе и композиционные материалы типа углерод/углерод с противокислительным покрытием. Необходимо также, чтобы эти материалы обладали кроме высокой прочности еще и достаточной вязкостью, чтобы выдерживать термические напряжения и обеспечить им срок службы, необходимый для удовлетворения требований, предъявляемых к будущим КЛА многократного использования. Кроме того, к этим материалам предъявляются требования по

их быстрому изготовлению для охлаждаемых контуров. И наконец, эти материалы, предназначенные для двигателей комбинированного цикла, должны отвечать требованиям по изменяемой геометрии воздухозаборников ВРД, камер сгорания и сопел во всем спектре полетов вплоть до полетов на низких околоземных орбитах.

Итак, гиперзвуковые силовые установки с ВРД изучаются и в настоящее время находятся в стадии проверки их технологии. В ближайшее десятилетие намечен первый полет демонстрационного ЛА, который позволит утвердить технологию КЛА и гиперзвуковых ЛА.

Благодаря использованию атмосферного воздуха для получения из него требуемого кислорода, ожидается большое снижение стартовой массы и общих затрат по сравнению с силовой установкой только с ракетным двигателем. Для полетов вне атмосферы и даже для полетов в атмосфере преимущества ракетных двигателей достаточно велики для того, чтобы гарантировать, что комбинированные силовые установки (ВРД+ракетный двигатель) будут разрабатываться и могут быть введены в эксплуатацию в начале 21 века.

Референт *И. М. Ягудина*
Редактор *Е. П. Широкопояс*

«ТИ», ОНТИ ЦАГИ, 1992, № 14, 1—27.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов,
Р. Д. Иродов, А. Г. Муни, Е. И. Ружицкий (председатель)

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. А. Локтионова

Сдано в набор 20.10.92.
Высокая печать.

Подписано в печать 29.01.93.
Бум. л. 1,75.

Формат бумаги 60×90^{1/8}.
Усл. печ. л. 3,5.

Типографская № 1.
Уч.-изд. л. 4,19.

Литературная гарнитура
Тираж 1000 экз.

Типография ЦАГИ. Заказ 3614.

