



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Состояние работ по перспективным воздушно-космическим  
летательным аппаратам за рубежом . . . . . 1

№ 13

1988

Сканирование и обработка  
Deathdoor



**ТЕХНИЧЕСКАЯ  
ИНФОРМАЦИЯ**

№ 13 (1587)

Июль 1988 г.

Издается с 1939 г.

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ

ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.782.01 «71»

**СОСТОЯНИЕ РАБОТ ПО ПЕРСПЕКТИВНЫМ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИМ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТАМ ЗА РУБЕЖОМ**

Зарубежные специалисты считают, что в случае развертывания эшелонированной системы ПРО на околоземные орбиты, по самым оптимистичным оценкам, потребуется вывести многоцелевые боевые компоненты общей массой  $9 \cdot 10^3$ — $9 \cdot 10^4$  т. Однако в настоящее время США не располагают требуемыми для выполнения подобной задачи транспортными средствами.

По мнению американских экспертов, катастрофа многоцелевого воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» в 25-м полете 28 января 1986 г. привела не только к потере одной из четырех орбитальных ступеней (ОС) стоимостью 1,2 млрд. долл., двухлетнему перерыву в полетах и дальнейшему снижению темпов эксплуатации аппарата, но и поставила под угрозу выполнение всей национальной космической программы. Такое положение явилось результатом недальновидной политики развития транспортной космической системы США на этапе перехода от одноразовых к многоцелевым носителям, в результате которой реализация основных задач освоения околоземного космического пространства была возложена только на МВКА «Спейс Шаттл», а дальнейшее использование и развитие ракет-носителей (РН) одноразового применения не предусматривалось. По мнению некоторых руководителей ВВС США, односторонняя ориентация только на МВКА явилась серьезной ошибкой, поскольку для полетов в космос необходимо было комплексно применять многоцелевые и одноразовые системы.

В ходе пятилетнего периода испытательных полетов и эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл» так и не были реализованы его некоторые основные летно-технические характеристики. Например, максимальная масса полезной нагрузки (ПН), выводимой на низкие околоземные орбиты с небольшими наклонениями при запуске аппарата с мыса Канаверал, должна была составить по расчетам 29,5 т. Однако в первых 25 полетах величина ПН едва превышала 20 т и, по заявлению руководителей национального управления по авиации и исследованию космического пространства (NASA), не будет в перспективе более 25 т.

Одной из наиболее важных характеристик ОС является величина отклонения от плоскости орби-

ты при выполнении спуска в атмосфере, так называемая боковая дальность. Вместо расчетных 1770 км максимальная боковая дальность ОС составляла только 1126 км.

С помощью имеющихся МВКА и одноразовых ракет-носителей старых модификаций США в лучшем случае смогут ежегодно выводить на околоземные орбиты не более 450 т грузов. Однако анализ потребного грузопотока в космос, проведенный экспертами NASA, показал, что даже без учета требований программы СОИ ежегодный грузопоток до 1990 г. должен быть в пределах 700 т, в начале 1990-х годов — свыше 1000 т и к середине 1990-х годов — превысить 1500 т. В случае принятия решения о развертывании эшелонированной системы ПРО потребный ежегодный грузопоток превысит 3000 т, причем габариты 166 типов боевых компонентов космического базирования не будут соответствовать размерам отсека полезной нагрузки МВКА «Спейс Шаттл» ( $18,3 \times 4,6$  м).

Потеря орбитальной ступени «Челленджер» и приостановка полетов МВКА привели к полному нарушению графика его эксплуатации, который был составлен с расчетом на постепенное достижение максимального ежегодного темпа (24 полета). Руководители NASA полагают, что максимальный ежегодный темп эксплуатации МВКА после ввода его в действие составит 18 полетов, а затем сможет быть увеличен до 20 полетов. Однако многие американские специалисты считают эту цифру слишком оптимистичной. По их мнению, парк из трех оставшихся ОС обеспечит в течение года 8—10 полетов МВКА, а после начала эксплуатации дополнительной четвертой ОС ежегодный темп эксплуатации составит 11—13 полетов. Незначительное превышение этого уровня будет возможно только в течение кратковременных периодов.

Расчеты экспертов NASA показали, что даже если расширить парк ОС до 7 аппаратов и попытаться увеличить число полетов МВКА до 40 в год, то ежегодный грузопоток не превысит 1200 т. В случае дополнительного ежегодного запуска 20 модифицированных тяжелых носителей SDV, созданных на основе компонентов МВКА «Спейс Шаттл» и имеющих в базовом варианте массу полезной нагрузки около 80 т, величина ежегодного



грузопотока может быть доведена до 2000 т, что удовлетворяет требованиям программы СОИ всего лишь на 66%. По некоторым сверхоптимистичным оценкам американских экспертов, для развертывания боевых компонентов эшелонированной системы ПРО необходимо выполнить, в зависимости от загрузки, до 5000 полетов МВКА «Спейс Шаттл». Таким образом, даже при парке из семи (а не трех, как в настоящее время) ОС на полное развертывание системы ПРО потребуется несколько десятков лет, за это время надо будет большинство уже выведенных в космос компонентов снимать с вооружения.

Кроме того, при реализуемой в настоящее время удельной стоимости выведения ПН, достигающей, по разным оценкам, от 3300 до 8800 долл./кг, общая минимальная стоимость доставки в космос требуемых компонентов системы ПРО может составить по курсу 1986 г. от 30 (сверхоптимистично) до 600 млрд. долл. На основе этого зарубежные военные эксперты полагают, что программа СОИ экономически реализуема только при существенном уменьшении стоимости выведения ее компонентов в космос и снижении затрат на их техническое обслуживание на орбитах. По некоторым оценкам, удельная стоимость выведения ПН должна быть снижена до 440—880 долл./кг, по другим — до 330—440 долл./кг [1, 2].

Для реализации требований программы СОИ зарубежные специалисты считают необходимым создание целого семейства перспективных носителей с более высокими летно-техническими характеристиками для замены МВКА «Спейс Шаттл» и штатных РН одноразового применения. Предлагаемые перспективные носители представляют собой транспортные аппараты трех классов: полностью многоразовые воздушно-космические самолеты (ВКС) с горизонтальными стартом и посадкой, полностью и частично многоразовые средние и тяжелые носители с вертикальным стартом, а также усовершенствованный полностью многоразовый МВКА «Спейс Шаттл» 2.

В настоящем обзоре рассматривается только класс полностью многоразовых воздушно-космических самолетов с горизонтальными стартом и посадкой. Работы в области перспективных ВКС про-

водятся в США, ведущих западноевропейских странах и Японии с середины 1980-х годов. Создание этих аппаратов позволит присоединившимся к программе СОИ странам (Англия, ФРГ и Япония) играть важную роль в ее дальнейшей реализации. Основные характеристики перспективных ВКС приведены в табл. 1.

Первоначально западноевропейские страны намеревались ориентироваться только на использование новой одноразовой РН «Ариан» 5 и многоразового ВКС «Гермес». Однако маловероятно, что эта ракета сможет обеспечить требуемую конкурентоспособность по сравнению с МВКА «Спейс Шаттл» или перспективным американским МВКА второго поколения. Исходя из этого некоторые зарубежные специалисты полагают, что потенциальные заказчики из стран Западной Европы не будут иметь никакой альтернативы, кроме использования американских аппаратов [3].

По мнению английской фирмы ВАе, перспективная ориентация на одноразовые средства выведения ПН в космос вредна и наносит большой ущерб интересам западноевропейских стран. В связи с этим задача создания собственных средств доставки ПН на околоземные орбиты стала для ряда ведущих европейских стран достаточно актуальной.

Английские специалисты в области авиационно-космической техники также считают, что наиболее оптимальным перспективным МВКА является одноступенчатый аппарат многоразового применения типа ВКС «Хотол», который должен обеспечить выполнение космических полетов с минимальным временем межполетной подготовки. Масса ПН должна составить 4—7 т [4]. Перспективный ВКС может найти широкое применение и для выполнения многоцелевых военных задач.

Преимуществами одноступенчатого аппарата с горизонтальными стартом и посадкой по сравнению с МВКА «Спейс Шаттл» и РН одноразового применения считают возможность его дислокации в защищенном укрытии и отсутствие необходимости в демаскирующих и уязвимых при нанесении ударов стартовых и посадочных комплексах (СПК) [5].

Специалисты западногерманской фирмы МВВ отдают предпочтение МВКА двухступенчатой схе-

Таблица 1

Основные характеристики перспективных воздушно-космических самолетов

Характеристики ВКС	NASP (США)	„Гермес“ — „Ариан“ 5 (Франция)	„Хотол“ (Англия)	„Зенгер“ 2 (ФРГ)	ВКС (Япония)
Тип старта	Горизонтальный	Вертикальный	Горизонтальный	Горизонтальный	Вертикальный
Стартовая масса, т	400—1800	550	200	400	—
Масса полезной нагрузки, т	10—68	3	7	4	—
Тип двигателей	ЖВРД (с режимами ТРД, ГПВРД и ЖРД) или комбинация двигателей (РТД, ГПВРД и ЖРД)	ЖРД	ТРПД с ожигением атмосферного воздуха	РТД и ЖРД	ЖРД
Первый полет штатного ВКС, год	1995 (требование ВВС); 2000—2005 (оценка фирмы)	1997	2005	2005	2000
Стоимость программы, млрд. долл.	До 1993 г. по оценке ВВС — 3,3, по оценке фирм — 18	2	10	10	10—20



мы типа «Зенгер» 2, состоящему из самолета-разгонщика и ВКС.

По заявлению представителей фирмы ВАе и МВВ, предлагаемые ими ВКС «Хотол» и МВКА «Зенгер» 2 могут поступить в эксплуатацию не ранее 2005 г. Основной задачей этих программ предусматривается создание аппаратов с горизонтальными стартом и посадкой, которые будут дополнением к европейской транспортной космической системе (ТКС) «Гермес»—«Ариан» 5 и обеспечат пятикратное уменьшение стоимости выведения ПН на низкие околоземные орбиты по сравнению со стоимостью выведения МВКА «Спейс Шаттл». Считается, что ВКС «Хотол» и МВКА «Зенгер» не являются конкурентами ВКС «Гермес» и при использовании опыта его разработки могут быть готовы к эксплуатации через 10 лет после создания французского аппарата.

В настоящее время Англия и ФРГ подтверждают свое участие во французской программе «Гермес». Что касается концепций их собственных воздушно-космических аппаратов, то пока они получили лишь незначительную поддержку со стороны правительства Англии и ФРГ. Для дальнейшего финансирования НИОКР по этим системам и особенно их разработки, также как и программы «Гермес», потребуется использование всех технических ресурсов западноевропейских стран в рамках европейского управления космических исследований ESA [6].

**Программа NASP.** Переориентация в США на перспективные ВКС наряду с требованием существенного снижения стоимости выведения ПН в космос предусматривает: быстрое восполнение боевых космических аппаратов (КА) на орбитах при выходе из строя и их оперативное техническое обслуживание; периодическую доставку сменных экипажей на боевые многомодульные орбитальные станции и наращивание этих станций посредством доставки дополнительных специализированных модулей; отказ от незащищенных и дорогостоящих стационарных наземных стартовых комплексов на авиабазе Ванденберг и мысе Канаверал, используемых для пусков одноразовых РН и МВКА «Спейс Шаттл»; обеспечение универсального расщепленного базирования средств выведения в космос на территории США и стран НАТО; выполнение трансатмосферных полетов различного назначения\*; обеспечение возможности нанесения масштабного удара с высоким темпом пуска ВКС со многих авиабаз; быструю доставку на околоземные орбиты многозарядных разделяющихся головных частей индивидуального наведения (РГЧ ИН); обеспечение возможности возвращения аппаратов на аэродромы базирования после вылета при отмене приказа на выполнение боевой задачи; ведение воздушной и космической разведки, а также выполнение задач противокосмической обороны (ПКО) с многократными погружениями в атмосферу и поворотами плоскости орбиты с помощью комбинированных ракетоаэродинамических маневров; нанесение ударов из космоса по наземным стратегическим и тактическим целям; ведение

боевых действий в космосе, а также выполнение целого ряда других задач.

После всесторонней оценки потребностей США в военных космических полетах американские эксперты пришли к выводу о необходимости создания одноступенчатого ВКС с небольшой длительностью предстартовой подготовки и рабочим ресурсом, соответствующим 1000 полетов (расчетный срок эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл» составляет 100 полетов). В 1985 г. впервые в истории развития американской авиации создание этого аппарата объявлено национальной программой, получившей обозначение NASP (National Aerospace Plane).

В США в рамках программы NASP ведутся широкомасштабные работы в трех направлениях: в области перспективных боевых ВКС ( $M=25$ ), гиперзвуковых транспортных самолетов (ГТС) «Ориент Экспресс» ( $M=5-10$ ) гражданского назначения и новых стратегических разведывательных летательных аппаратов ( $M=12$ ) для замены самолета SR-71 [7]. Американские специалисты не дают однозначного ответа на вопрос о возможности объединения этих концепций в единую концепцию универсального ВКС, который сможет выполнять задачи МВКА «Спейс Шаттл», осуществлять коммерческие полеты в страны Тихоокеанского региона и решать задачи разведывательного характера. В то же время они считают, что реализация работ по этим направлениям будет вестись на основе единого научно-технического задела, и все аппараты смогут иметь высокую степень унификации.

В рамках направления, ориентированного на создание боевого ВКС, предусматривается разработка многоцелевого аппарата с непродолжительной предстартовой подготовкой, способного выполнять самостоятельный взлет, выходить на орбиту, изменять ее наклонение комбинированным ракетоаэродинамическим маневром для противодействия средствам обороны условного противника и возвращаться на авиабазу после выполнения задания. По мнению американских специалистов, перспективный одноступенчатый ВКС с горизонтальными стартом и посадкой сможет значительно уменьшить удельную стоимость выведения ПН на орбиту\*.

Первый этап предварительных исследований по определению наиболее оптимальной концепции ВКС проводился в 1982—1985 гг. по контракту стоимостью 600 тыс. долл. и включал поисковые работы управления перспективных исследований министерства обороны (DARPA) и NASA при участии промышленных фирм и других правительственных исследовательских центров. На рассмотрение было представлено 14 концепций ВКС, из которых шесть концепций были рекомендованы для дальнейшего изучения в соответствии с тактико-техническими требованиями авиационного и космического командования ВВС США [9].

В ходе анализа в качестве исходной были выбраны концепции одноступенчатого ВКС с горизонтальными стартом и посадкой, оснащенного двига-

\* Под трансатмосферным полетом американские специалисты понимают полет летательного аппарата на больших высотах в атмосфере с неоднократными выходами в космос и последующим возвращением на землю.

\* Расчетная стоимость выведения ПН на орбиту с помощью многозарядных транспортных космических аппаратов увеличилась с 220 долл./кг в середине 1960-х годов до 606 долл./кг в середине 1970-х годов, а затем до 8800 долл./кг— в середине 1980-х годов [8].



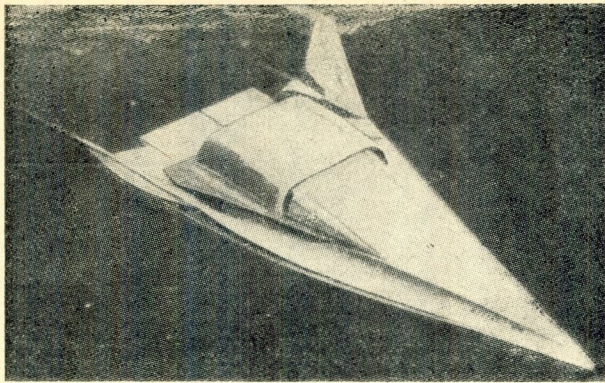


Рис. 1. Концепция одноступенчатого ВКС фирм Боинг и Аэроджет

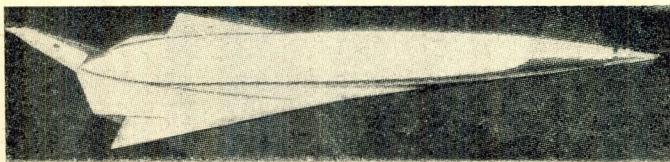


Рис. 2. Модель гиперзвукового ВКС, исследуемого под руководством DARPA

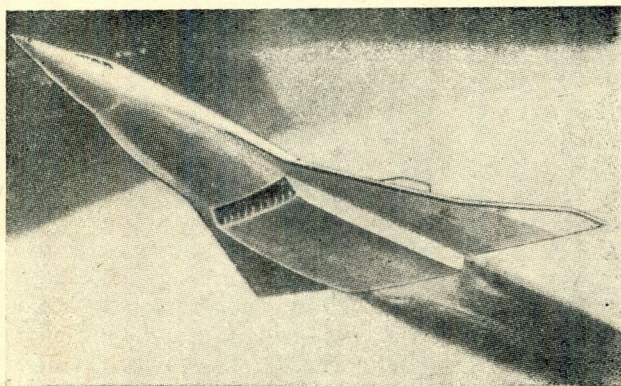


Рис. 3. Концепция ВКС с двигательной установкой фирмы Пратт-Уитни

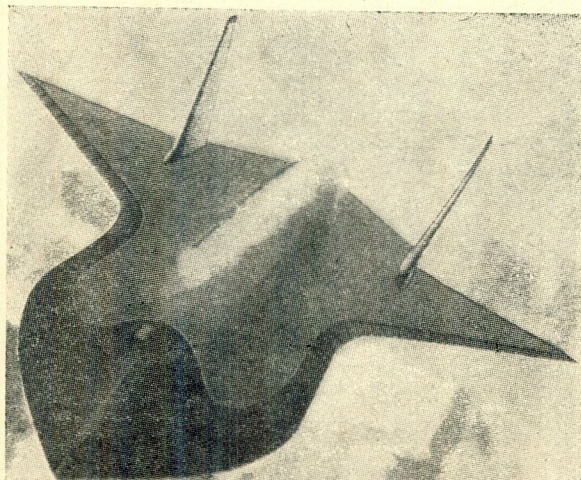


Рис. 4. Концепция перспективного боевого ВКС, исследуемая ВВС США в рамках программы прогнозирования «Форкаст» 2

телями на водородном горючем и совершающего полеты в диапазоне чисел  $M=12-25$  на высотах  $30-106$  км [10]. После выбора исходной концепции в США был проанализирован целый ряд вариантов аппаратов, предложенных различными фирмами и организациями министерства обороны. На рис. 1—4 представлены некоторые из рассматривавшихся вариантов аппарата.

В настоящее время работы по ВКС находятся на втором этапе, в ходе которого предусматривается определение базовой компоновки аппарата, разработка технического проекта, изготовление и испытания некоторых бортовых подсистем и компонентов, оценка степени технического риска, составление графика работ и финансирования [11]. Основное внимание концентрируется на дальнейшей разработке техники для создания экспериментального аппарата и проведения его полетов в 1990-х годах. Габариты ВКС должны выбираться с учетом критерия стоимость—эффективность. Второй этап завершится изготовлением демонстрационного образца перспективного одноступенчатого ВКС под обозначением X-30 [12].

В апреле 1986 г. в рамках второго этапа работ министерство обороны и NASA выдали семь контрактов общей стоимостью 450 млн. долл. на 42-месячные работы по концепции ВКС с учетом работ по двигательной установке (ДУ) и планеру. Контрактами предусматривается проведение этапа предварительной разработки наиболее важной техники под руководством DARPA и при участии ВВС, ВМС, NASA и других ведомств.

В разработке ДУ для ВКС приняли участие фирмы Пратт-Уитни, Джeneral Электрик, Рокеттайн, Аэроджет и др. На первом этапе в апреле 1986 г. контракты стоимостью по 30 млн. долл. на исследование концепции ГПВРД\* получили фирмы Пратт-Уитни и Джeneral Электрик. Фирма Рокеттайн контракта не получила и официально в конкурсе не участвовала, однако ее руководство выделило средства на разработку концепции двигателя, коренным образом отличающейся от концепций других контрактантов. Для продолжения работ на этапе предварительного проектирования и проверки технических решений предполагалось выбрать две фирмы.

В августе 1987 г. состоялось рассмотрение концепций ДУ, после чего контракты стоимостью 80 млн. долл. каждый получили фирмы Пратт-Уитни и Рокеттайн. Обе фирмы должны изготовить опытные модули ГПВРД и провести в середине 1988 г. их исследование, что позволит дать оценку конструкции всей ДУ. Затем запланирована разработка летных образцов ГПВРД, огневые демонстрационные испытания которых при скоростях  $M=8$  намечаются на начало 1989 г. [7, 13].

В октябре 1987 г. из пяти конкурирующих фирм (Боинг, Джeneral Дайнемикс, Локхид, Макдоннелл-Дуглас и Рокеттайн), изучающих концепции планера ВКС X-30, для работ на следующем этапе предполагалось выбрать 2—3 фирмы. Эти фирмы должны разработать некоторые компоненты его конструкции, в частности, носки крыла из перспективных материалов, крупногабаритные легкие баки

\* Общая стоимость каждого контракта на разработку летных образцов модулей ГПВРД и их испытания составляла 175 млн. долл.



для горючего, а также проведут демонстрационные испытания активной системы охлаждения с использованием жидкого водорода. На эти работы каждая из выбранных фирм получит сначала по 9 млн. долл., а затем еще по 25,5 млн. долл. [14].

В дальнейшем, если работы по программе NASP будут продолжены, в 1989 г. предполагается окончательный выбор фирм-контрактантов для создания ДУ и планера натурного ВКС. Полеты двух экспериментальных ВКС X-30 могут начаться в 1993 г. [13, 14].

Руководители программы NASP считают НИЦ им. Арнольда основным полигоном для испытаний по этой программе. В первой половине 1987 г. в этом НИЦ проводились испытания техники, необходимой для получения базы данных по программе NASP. Пока для испытаний используются упрощенные модели аппарата, с помощью которых будут определены величины лобового сопротивления, осуществлена оценка данных вычислительной гидродинамики и получены характеристики устойчивости и управляемости ВКС, проведен анализ влияния ракетной струи его двигателя и анализ достоверности полученных данных. Сформированная база данных позволит определить оптимальную компоновку аппарата.

В 1987 г. проведены следующие испытания: февраль — оценка влияния воздействия аэродинамического нагрева и реактивной струи двигателя (трансзвуковая АДТ им. Арнольда); март — серия испытаний по продувке модели ВКС NASP длиной 1,25 м на шестикомпонентных аэродинамических весах в сверх- и гиперзвуковых АДТ А, В и С газодинамического комплекса им. Кармана, а также в трансзвуковой АДТ с диаметром рабочей части 1,2 м. В мае 1987 г. начались испытания воздухозаборников двигательной установки различной конфигурации. Проведенные эксперименты обеспечат интенсивное использование возможностей НИЦ им. Арнольда по анализу полученных результатов, которые будут широко применяться при определении техники, необходимой для проведения испытаний на гиперзвуковых режимах.

В перспективе в НИЦ им. Арнольда предполагается ввести в строй крупный гиперзвуковой испытательный стенд стоимостью около 125 млн. долл. Испытания ДУ на этом стенде смогут проводиться не ранее середины 1990-х годов. Здесь будут исследоваться перспективные ГПВРД для новых летательных аппаратов, представляющих собой модификацию экспериментального ВКС X-30 [15, 16].

Использование до начала полетов ВКС X-30 усовершенствованных моделей и методов вычислительной гидродинамики обеспечит расчеты и экспериментальную оценку летно-технических характеристик аппарата в области летных режимов, практически соответствующей 80% расчетного диапазона. Испытания в современных АДТ натуральных компонентов аппарата могут проводиться только при числах  $M < 8$ , поэтому сравнение результатов, полученных на ЭВМ и при испытаниях в АДТ, позволит уточнить методику расчетов на вычислительных машинах до осуществления первого полета аппарата X-30.

В настоящее время вычислительный комплекс для аэродинамического моделирования в НИЦ им. Эймса на 30% рабочего времени используется

для расчетов ВКС X-30 и его загрузка по этой программе может возрасти до 50%. На этом комплексе моделировался полет базового варианта ВКС X-30 при числе  $M = 25$  с одновременной имитацией различных параметров обтекающего потока для всего аппарата. Проведены испытания базовой модели X-30 при числе  $M = 20$ . Кроме того, испытания моделей компонентов ВКС X-30 в АДТ позволят получить данные для расчета характеристик ДУ и планера при числах  $M > 8$  [13].

После завершения этапа подтверждения технических решений с высокой степенью риска программа NASP перейдет под управление ВВС, которые будут руководить дальнейшей разработкой экспериментального ВКС и постройкой двух аппаратов для летных испытаний в процессе третьего этапа работ по этой программе. На этом же этапе может быть рассмотрен вопрос о постройке других вариантов ВКС.

Выбор внешнего облика экспериментального ВКС X-30 в конечном итоге зависит от совокупности предъявляемых требований и принятия компромиссных решений. К числу таких требований относятся, в частности, обеспечение минимального лобового сопротивления для увеличения скорости полета ВКС при работе ГПВРД и снижение величины аэродинамического нагрева при входе в атмосферу. Метод входа в атмосферу на больших углах атаки, характерный для МВКА «Спейс Шаттл», способствует значительному снижению аэродинамического нагрева. Однако аэродинамическое качество в этом случае составляет 1,0—1,5. Если конструкция перспективного ВКС будет создаваться в расчете на несколько больший аэродинамический нагрев, то возможен выбор компоновки с плавным сопряжением крыла и фюзеляжа. Подобная схема повысит аэродинамическое качество аппарата до 4,0 и более единиц, что позволит ему при входе в атмосферу выполнять планирующий спуск с неработающей ДУ, равный по протяженности расстоянию от Австралии до Калифорнийского побережья США.

Одна из основных задач, стоящих перед разработчиками планера ВКС, связана с выбором оптимальной схемы, обеспечивающей хорошие характеристики во всем диапазоне летных режимов. Другая задача связана с интегральной компоновкой конструкции, баков с жидким водородом и системы теплозащиты. В настоящее время отсутствует опыт постройки баков для криогенного топлива, расчитанных на многократное применение в условиях космоса. Значительную проблему представляет защита конструкции от воздействия сильных тепловых нагрузок. Во время 2-часового крейсерского гиперзвукового полета в атмосфере на ВКС будет воздействовать тепловая нагрузка, на три порядка превышающая тепловую нагрузку для орбитальной ступени МВКА «Спейс Шаттл» во время 12-минутного планирующего спуска с орбиты [17].

Опубликован рисунок базового варианта ВКС X-30 (рис. 5), представляющего собой двухместный самолет со стартовой массой 91 т (при полной заправке жидким водородом), длиной 30—46 м и крейсерской скоростью полета в верхних слоях атмосферы, соответствующей числам  $M = 5—15$ .

Внешний облик окончательного варианта ВКС NASP может отличаться от базового варианта. В настоящее время исследуются еще три компонов-



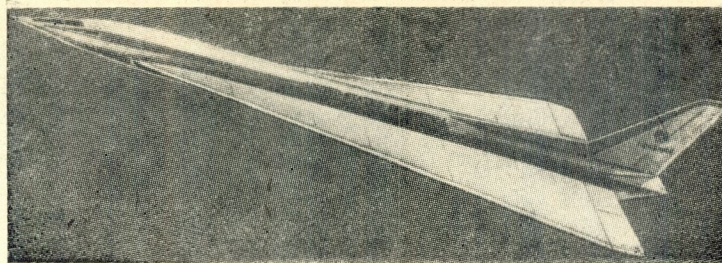


Рис. 5. Базовый вариант ВКС X-30

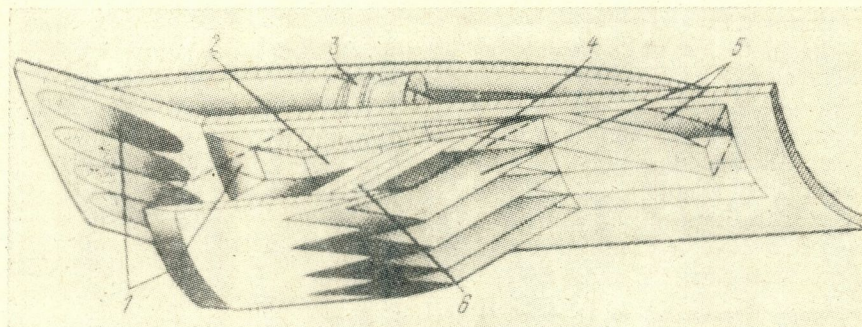


Рис. 6. Концепция перспективной объединенной двухрежимной ДУ, работающей в режимах ТРД и ГПВРД:  
1—сопла ТРД—ГПВРД; 2—камера сгорания ГПВРД; 3—ТРД; 4—ГПВРД; 5—воздухозаборники; 6—стойки с форсунками для впрыска горючего

ки аппарата: коническая компоновка, возможно, с плавным сопряжением крыла и фюзеляжа; схема «летающее крыло»; клиновидная или конусообразная компоновка с округленной формой фюзеляжа и отклоненными поверхностями крыла [13].

Возможность реализации программы ВКС NASP зависит от создания приемлемой ДУ. Использование традиционных ЖРД для выведения ВКС на орбиту считается неэффективным, так как

в топливных баках аппарата должен находиться весь запас окислителя (жидкого кислорода). Поскольку ЖРД расходует половину запаса топлива до момента достижения скорости, соответствующей числу  $M=6$ , т. е. на участке полета с большим содержанием кислорода в атмосфере, американские специалисты считают целесообразным использовать на перспективном ВКС воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Однако применение ВРД приведет к возрастанию стартовой массы, поскольку эти двигатели при одинаковом уровне тяги значительно тяжелее ЖРД штатных РН. Кроме того, при использовании ВРД на аппарат потребуется устанавливать дополнительные ракетные двигатели, поскольку обычные ВРД работают приблизительно до числа  $M=6$ , а для последующего приращения характеристической скорости необходимы ЖРД [17].

По мнению специалистов NASA, ни одна из обычных ДУ не может эффективно работать с момента взлета перспективного ВКС до набора скорости гиперзвукового крейсерского полета. Поэтому в качестве возможного пути решения данной проблемы предлагается использовать несколько отдельных двигателей, объединенных в комбинацию ДУ. Рассматриваются несколько вариантов таких установок:

объединенная ДУ (рис. 6 и 7), состоящая из нескольких отдельных двигателей с независимыми рабочими циклами (например, ТРД—ПВРД или ТРД—ГПВРД);

ДУ из двух или более типов ВРД (рис. 8), имеющих комбинированный рабочий цикл (например, ракетно-турбинный двигатель (РТД) АТР);

гибридная ДУ (рис. 9) в составе ВРД и ракетного двигателя с комбинированным рабочим циклом (ракетный двигатель объединяется с ВРД или размещается непосредственно в его корпусе. На-

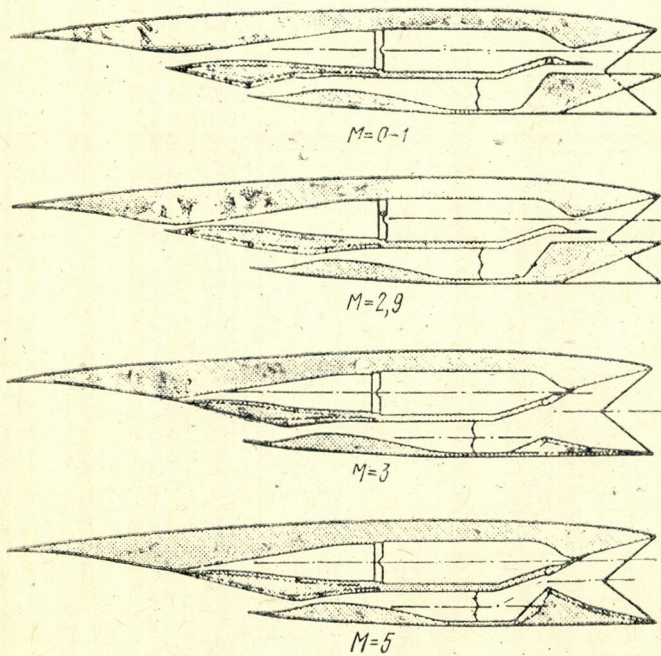


Рис. 7. Концепция воздухозаборника и сопла изменяемой геометрии перспективной объединенной ДУ (камера ТРД — сверху, ПВРД — снизу)



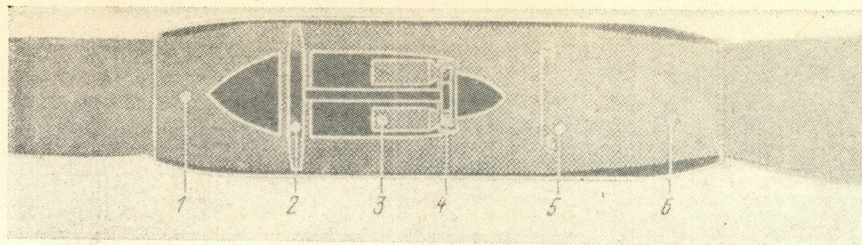


Рис. 8. Схема турбореактивно-прямоточного двигателя АТР фирмы Аэроджет:  
1—воздухозаборник; 2—компрессор; 3—газогенератор; 4—турбина; 5—камера сгорания; 6—сопло

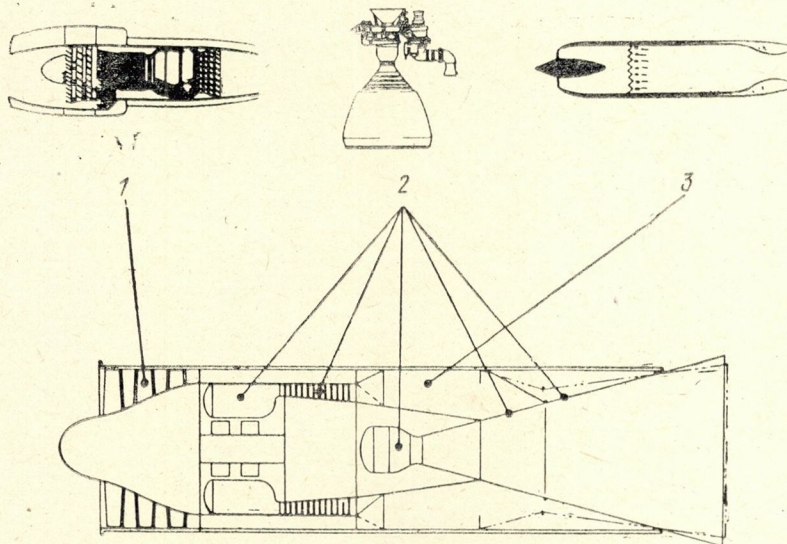


Рис. 9. Концепция усовершенствованного турбореактивно-прямоточного двигателя АТР/R со встроенным ЖРД:  
1—ТРД; 2—ЖРД; 3—ПВРД

пример, усовершенствованный РТД АТР/R со встроенным ЖРД) [18].

Одной из схем полета предусматривается включение в момент взлета ВКС какой-либо вспомогательной ДУ (типа ТРД) для разгона аппарата до скорости, соответствующей числу  $M=3$ , при которой возможен запуск ГПВРД. По мере увеличения скорости полета эффективность работы ГПВРД сначала возрастает, а затем несколько уменьшается. По мере приближения к орбите ВКС выходит на высоты с разреженной атмосферой. При почти орбитальных скоростях возможен переход с режима ГПВРД на режим ЖРД. Выбор момента переключения с ГПВРД на ЖРД представляет немаловажную проблему: это связано с размещением требуемого объема горючего для ЖРД или выбором больших по размеру воздухозаборников для ГПВРД. В качестве возможного варианта DARPA рассматривает использование ЖРД Пратт-Уитни RL-10 с тягой 6800 кгс. Один или связка из двух ЖРД обеспечат приращение характеристической скорости до 8 км/с для выхода ВКС на околоземную орбиту, орбитального маневрирования и отработки тормозного импульса для схода с орбиты и входа в атмосферу [17].

NASA и DARPA расширяют свои исследования в области ГПВРД, которые обладают рядом преимуществ по сравнению с другими двигателями и должны найти широкое применение на перспективных ВКС. На рис. 10 представлен принцип дейст-

вия ГПВРД: при  $M=3,5-6$  двигатель работает в режиме ПВРД, а при  $M=5-12$  — в режиме ГПВРД.

Специалисты NASA предлагают концепцию гиперзвукового летательного аппарата, у которого передняя часть фюзеляжа объединена с конструкцией планера и образует своеобразный подфюзеляжный модуль. На рис. 11 представлена разработанная NASA концепция интегрального многомодульного ГПВРД на жидком водороде для перспективного ВКС. В одной из концепций двигателя предусматривается реализация принципа подачи топлива через форсунки, расположенные в стойках воздухозаборника (рис. 12) [19].

Специалисты DARPA также уделяют много вни-

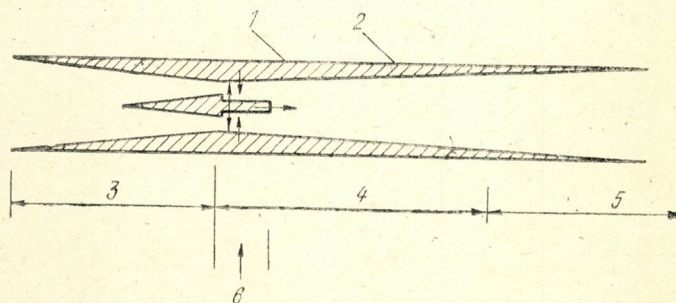


Рис. 10. Принцип действия ГПВРД:  
1—модуль ГПВРД; 2—конструкция, охлаждаемая горючим при выполнении дальних полетов; 3—сжатие набегающего потока на входе ГПВРД; 4—сжигание горючего на сверхзвуковых скоростях в камере ГПВРД; 5—расширение продуктов сгорания в зоне хвостовой подфюзеляжной части аппарата; 6—впрыск горючего



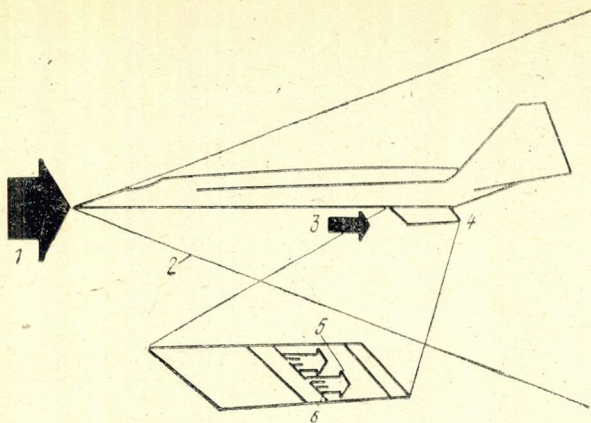


Рис. 11. Концепция интегрального многомодульного ГПВРД на жидком водороде, предложенная NASA для перспективного ВКС:

1—набегающий поток; 2—скачок уплотнения; 3—сжатый поток; 4—интегральный подфюзеляжный многомодульный ГПВРД; 5—камера сгорания ГПВРД; 6—форсунки для впрыска горючего

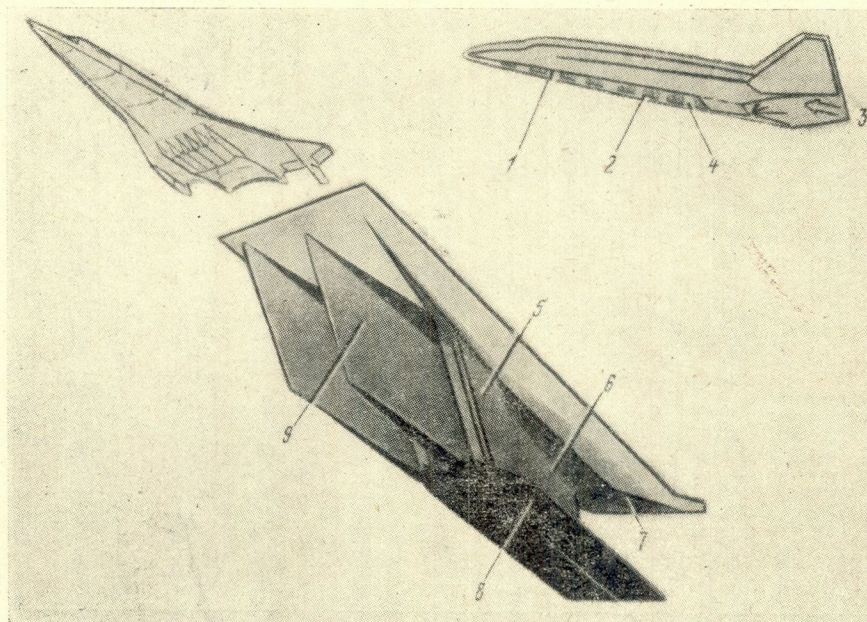


Рис. 12. Компоновка интегрального ГПВРД на перспективном ВКС:  
1—носик аппарата; 2—скачок уплотнения; 3—вектор тяги; 4—поток сжатого воздуха; 5—стойки с форсунками для впрыска горючего; 6—камера сгорания; 7—сопло; 8—обечайка; 9—воздухозаборник

мания разработке объединенного ПВРД—ГПВРД и выбору его компоновочной схемы (рис. 13) [18].

Разработкой РТД АТР (рис. 14), удовлетворяющего требованиям перспективных военных и гражданских программ, занимается фирма Аэроджет.

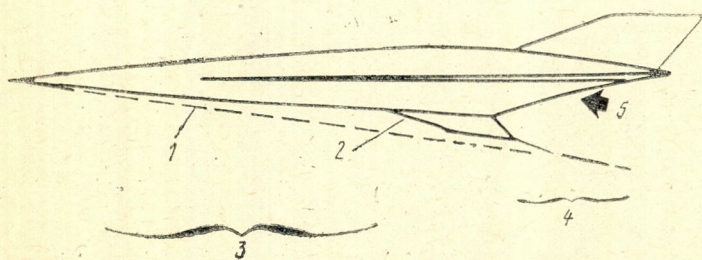


Рис. 13. Концепция интегрального ГПВРД, предложенная DARPA для перспективного ВКС:

1—скачок уплотнения; 2—сжатие в скачке уплотнения; 3—интегральная компоновка передней части планера и воздухозаборника; 4—интегральная компоновка хвостовой части планера с соплом; 5—направление силы тяги двигателя

РТД может обеспечить самостоятельный разгон ГТС или ВКС и выполнение полета в широком диапазоне летных режимов от дозвуковых до гиперзвуковых скоростей. Двигатель может работать на твердых, жидких и газообразных топливах. Рассматриваются также потенциальные возможности использования РТД АТР на крылатых ракетах, управляемых ракетах класса воздух—поверхность, сверхзвуковых истребителях и на ГТС «Ориент Экспресс» (при числе  $M > 5$  на высотах более 30 000 м). Кроме того, изучаются усовершенствованные варианты РТД АТР с увеличенной тягой, обеспечивающие достижение орбитальных скоростей и высот полета. Усовершенствованные варианты этого двигателя предполагается использовать в рамках военной программы создания одноступенчатого ВКС (рис. 15) [18, 20].

Финансирование работ по программе NASP обеспечат министерство обороны (80%) и NASA

(20%). Однако на этапе предварительного проектирования и проверки технических решений доля ассигнований NASA возросла до 36% [13]. В 1987 ф. г. на программу NASP выделено 172 млн. долл. [21], а в 1988 ф. г. на разработку ВКС X-30 запрашивается 320 млн. долл., из которых на министерство обороны приходится 236 млн. долл., а доля NASA составляет 84 млн. долл. В 1989 ф. г. на разработку ВКС может быть выделено 411 млн. долл. В последующие годы для обеспечения постройки двух экспериментальных самолетов X-30 сумма ассигнований значительно возрастет. На финансирование разработки ДУ и планера после окончательного выбора фирм-контрактантов предполагается израсходовать примерно 2/3 всей запланированной суммы, которая составляет 3,3 млрд. долл. [13].

**Программа «Гермес».** Работы во Франции по программе «Гермес» ведутся с середины 1970-х го-



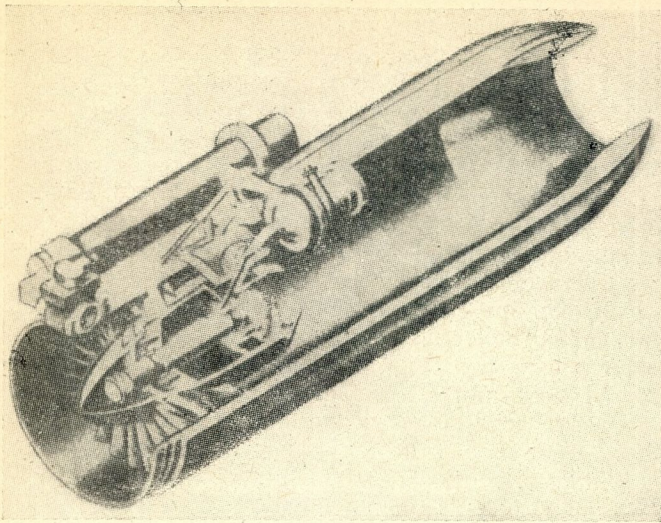


Рис. 14. Общий вид турборакетного прямоточного двигателя АТР фирмы Аэроджет (в разрезе)

дов. В 1976 г. французский национальный центр космических исследований (CNES — Centre National d'Etudes Spaciales) приступил к изучению возможности проведения запусков пилотируемых аппаратов с помощью РН «Ариан». В конечном итоге после многочисленных исследований аппаратов разных схем, предложенных CNES совместно с фирмой Аэроспасьяль, предпочтение было отдано пилотируемому малоразмерному ВКС «Гермес» с вертикальным стартом с помощью РН «Ариан» 5 (рис. 16) и горизонтальной посадкой на штатную ВПП по типу крылатого гиперзвукового планера [22].

В принципе для спуска с околоземной орбиты ПН и средств обеспечения ее функционирования (в частности, двигателя, РЭО и других систем) возможно использование спускаемых аппаратов (СА) баллистического типа, СА «скользящего спуска с аэродинамическим качеством порядка  $K = 0,1 \dots 0,6$  и аппаратов планирующего спуска с аэродинамическим качеством ( $0,6 \leq K \leq 3,0$ ) или ги-

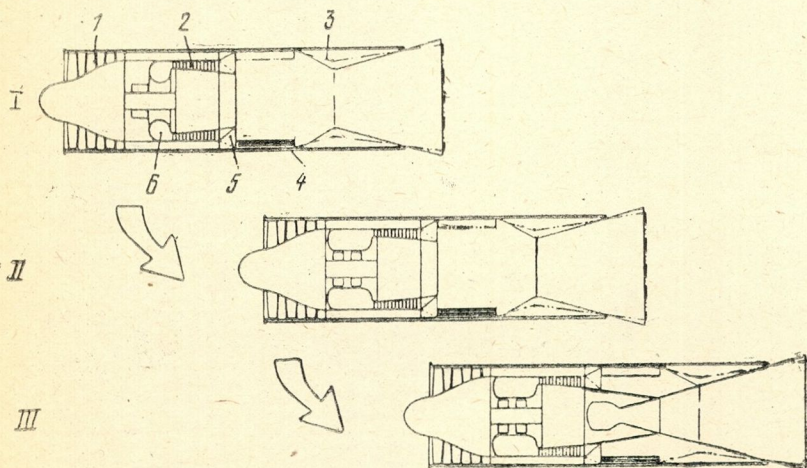


Рис. 15. Усовершенствованные варианты турборакетно-прямоточного двигателя АТР с увеличенной тягой:  
I—исходный вариант ТРПД АТР: 1—компрессор; 2—турбина; 3—регулируемое сопло; 4—нагреватель на регенеративном топливе; 5—смеситель горючего и воздуха; 6—коллектор турбины; II—двухрежимный двигатель АТР (добавлен газогенератор, тяга двигателя на режимах взлета и полета на околозвуковых скоростях увеличена на 25%); III—ТРПД АТР/Р (тяга двигателя на режиме набора высоты увеличена на 150%; встроенная камера ЖРД)

перзвуковых планирующих крылатых аппаратов. Считается, что применение гиперзвуковых планирующих крылатых аппаратов позволяет многократно ТКС достигать большей эксплуатационной гибкости, поскольку аппараты подобной схемы обеспечивают: маневрирование в боковой плоскости при спуске в атмосфере и достижение заданного места посадки не менее одного раза в сутки, что упрощает операции по спасению аппарата; довольно комфортные условия для работы экипажа и эксплуатации ПН; оптимальный критерий стоимость—эффективность [22, 23].

Создание ВКС «Гермес», обладающего вышеуказанными преимуществами, а также разработка нового варианта РН «Ариан» для его выведения на орбиту обеспечит Западной Европе определенную независимость от американского МВКА «Спейс Шаттл» при реализации задачи освоения космоса, в том числе при проведении коммерческих и научно-исследовательских программ. ТКС «Гермес»—«Ариан» 5 позволит выполнять практически все задачи, возлагаемые на МВКА «Спейс Шаттл», за исключением доставки на орбиту искусственных спутников Земли, поскольку данная задача может быть решена непосредственно с помощью РН «Ариан».

ВКС «Гермес» будет представлять собой один из наиболее важных компонентов западноевропейской космической системы. Европейское управление космических исследований ESA планирует создать эту систему в 1990-х годах в составе долговременной орбитальной станции (ДОС) «Колумб», которая первоначально может представлять компонент более крупной американской станции, а затем будет функционировать самостоятельно и в бу-

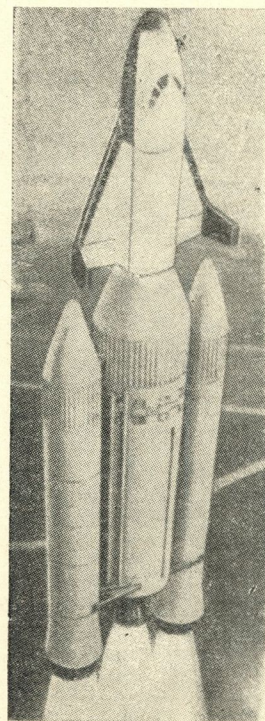


Рис. 16. Концепция малоразмерного ВКС «Гермес» с вертикальным стартом с помощью РН «Ариан»



дущем станет основой для проведения независимых космических исследований; транспортного ВКС, запускаемого с помощью РН «Ариан»; европейской системы спутников-ретрансляторов DRS (Data Relay Satellite) [24].

Общая стоимость создания единой европейской космической системы (по данным на середину 1985 г.) составляет порядка 55—60 млрд. фр. и распределяется следующим образом: ДОС «Колумб»—18 млрд. фр., РН «Ариан» 5—18 млрд. фр., спутников-ретрансляторов DRS—4,5 млрд. фр., ВКС «Гермес»—14—15 млрд. фр.

В работах по программе «Гермес» помимо Франции примет участие целый ряд европейских стран. Франция планирует обеспечить 45—50% всех расходов и сохранить за собой право контроля и руководства программой. Доли финансового участия других европейских стран ориентировочно составят: ФРГ—30%, Италия—13—15%, Англия—5—10%. Остальные расходы должны обеспечить Австрия, Бельгия, Дания, Ирландия, Норвегия, Нидерланды, Швейцария, Канада и Швеция [25].

В период с 1977 г. до настоящего времени программа «Гермес» претерпела значительные изменения с точки зрения самой концепции ВКС, задач программы полета, сроков реализации и стоимости программы.

В конце 1970-х годов началась стадия предварительных исследований ВКС «Гермес». На этой стадии рассматривались две концепции пилотируемой системы «Гермес» массой не более 6500 кг, анализировались траектории входа в атмосферу и аварийной посадки для выбора систем аварийного прекращения полета и теплозащиты, оценивалось влияние увеличения массы ВКС на выбор аэродинамической схемы, конфигурации и бортового оборудования.

В начале 1980-х годов продолжалось совершенствование первоначальной концепции ВКС «Гермес» специалистами фирмы Аэроспасьяль и CNES. Основная компоновочная схема аппарата сохранилась прежней, но были внесены изменения в технические требования к аппарату, расчетные эксплуатационные и массовые характеристики и т. д. Концепцией предусматривалось использование ВКС как в пилотируемом, так и в беспилотном вариантах.

В конце 1983 г. CNES подвел итог работ в рамках программы «Гермес», проведенных на стадии предварительных исследований, рассмотрел перспективы дальнейшего развития программы и принял решение продолжить работы в намеченном направлении на конкурсных началах. В марте 1984 г. был объявлен конкурс на проведение исследований в соответствии с требованиями технического задания, и затем две ведущие французские авиационно-космические фирмы Аэроспасьяль и Дассо-Бреге получили контракты сроком на два года. Однако согласно измененным условиям контракта концепции вышеуказанных фирм были представлены на рассмотрение через год — в апреле 1985 г.

В октябре 1985 г. было сделано официальное сообщение, что разработка ВКС «Гермес» будет осуществляться совместно обеими фирмами под руководством CNES.

Окончательная концепция ВКС «Гермес», выработанная на этой стадии, удовлетворяла требованиям

технического задания CNES и представляла собой малоразмерный пилотируемый ВКС многоцелевого применения с максимальной стартовой массой около 17 т, который сможет с помощью РН «Ариан» 5 доставлять экипаж из 4—6 человек и ПН максимальной массой 4,5 т на низкие полярные или экваториальные орбиты [26]. ВКС был рассчитан на выполнение разнообразных задач. (Более подробная информация о работах по программе «Гермес» в период до конца 1986 г. опубликована в бюллетене «ТИ» № 16, 1987 г.).

В октябре 1986 г. началась реализация программы подготовительных работ перед принятием окончательного решения о разработке ВКС «Гермес». В соответствии с этой программой предполагалось провести детализацию аппарата и элементов наземного оборудования, технологические исследования, а также продолжить изучение возлагаемых на ВКС задач, включая определение средств выхода в открытый космос [27].

В июне 1987 г. на очередном совещании стран-участниц ESA на уровне глав правительств предполагалось принять окончательное решение по программе «Гермес». Однако этот вопрос был отложен,

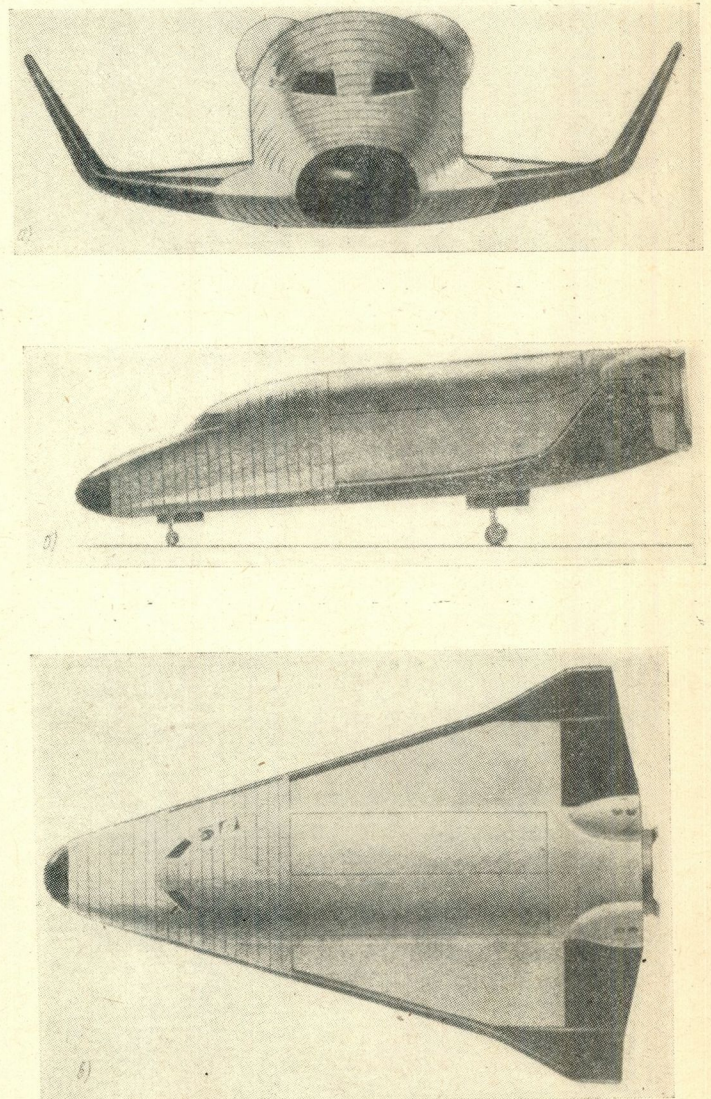


Рис. 17. Общий вид ВКС «Гермес»: а—спереди; б—сбоку; в—в плане



поскольку после тщательного анализа массо-габаритных характеристик ВКС и его компоновочной схемы в связи с пересмотром требований по обеспечению безопасности полета была предложена новая концепция ТКС «Гермес»—«Ариан» 5. В феврале 1987 г. эта концепция была передана на рассмотрение членов организации ESA. Программу подготовительных работ, завершение которой намечалось в июне 1987 г., предполагалось продлить до марта 1988 г.

Новая концепция ВКС «Гермес» (рис. 17) значительно отличается от существующей. CNES пересмотрел концепцию аппарата с целью снижения его стартовой массы. По оценке, проведенной в июле 1986 г., сухая масса ВКС должна была составить 11 855 кг, однако проведенный в декабре 1986 г. анализ показал, что величина сухой массы достигла 15 268 кг. Сухую массу ВКС удалось впоследствии уменьшить за счет облегчения некоторых элементов конструкции до 13 900 кг, а стартовую массу с 25 168 до 21 000 кг. Масса ПН также уменьшилась с 4550 до 3000 кг (табл. 2 и 3).

Таблица 2

Массовые характеристики ВКС «Гермес», кг

Распределение массы	Существующая концепция	Новая концепция
Сухая масса	15 268	13 900
Запас по массе	2 300	2 600
Топливо	1 550	1 500
Система спасения	1 500	*
Стартовая масса ВКС (без ПН)	20 618	18 000
Масса ПН (при полете ВКС для обслуживания платформы МТФФ)	4 550	3 000
Максимальная стартовая масса ВКС	25 168	21 000

\* Включена в массу конструкции.

Таблица 3

Массовые характеристики полезной нагрузки ВКС «Гермес» (при полете для обслуживания платформы МТФФ), кг

Распределение массы	Существующая концепция	Новая концепция
Расходуемые компоненты	600	600
Оборудование	1000	1000
Компоненты системы терморегулирования (воздух, вода, фреон)	200	200
Топливо	750	300
Чистая масса ПН	2550	2100
Запас по массе (20%)	500	400
Система кондиционирования ПН	1550	500
Общая масса ПН	4600	3000

Модифицирована компоновочная схема аппарата. Вместо отсека полезной нагрузки (ОПН) с открывающимися створками (внутренний объем ОПН 30 м<sup>3</sup>) предусмотрен полностью герметизированный отсек, состоящий из ОПН (18 м<sup>3</sup>), жилой секции (8 м<sup>3</sup>) и шлюзовой камеры (4 м<sup>3</sup>). Внутренний отсек кабины экипажа уменьшен с 13 до 4 м<sup>3</sup>. Предусматривается возможность катапультирования кабины в аварийной ситуации (например, при взрыве ускорителей РН «Ариан» 5 или отказе основной ДУ на начальном участке полета). Ранее в качестве средств спасения экипажа рассматривались катапультируемые кресла или катапультируемая капсула.

Сокращена численность экипажа с 4—6 до 3 космонавтов.

Внесены незначительные изменения во внешнюю конфигурацию аппарата, уменьшена длина фюзеляжа, а также площадь аэродинамических поверхностей.

Шлюзовая камера такого же объема, как и у существующей концепции ВКС, перенесена в хвостовую часть фюзеляжа. Через нее будет осуществляться вход и выход космонавтов, а также загрузка и разгрузка ОПН. Кроме того, в задней части шлюзовой камеры находится штатный стыковочный узел диаметром 1,27 м для пристыковки к другим космическим объектам (рис. 18, 19) [28, 29, 30].

Внесены изменения в двигательную установку ВКС: на аппарате сохраняются двигатели системы орбитального маневрирования (СОМ) и схода с орбиты (на рис. 18 видны обтекатели этих двигателей в верхней хвостовой части аппарата), а также двигатели реактивной системы управления (РСУ). Основная ДУ, которую ранее предполагалось установить на борту ВКС, теперь будет размещена в специальной отделяемой переходной ступени L5В (рис. 20 и 21), находящейся между ВКС и РН «Ариан» 5. Эта ступень обеспечит динамическую связь между ВКС и РН при старте и на участке выведения, а двигатели этой ступени — приращение характеристической скорости и выведение аппарата на рабочую орбиту космической станции [31, 32].

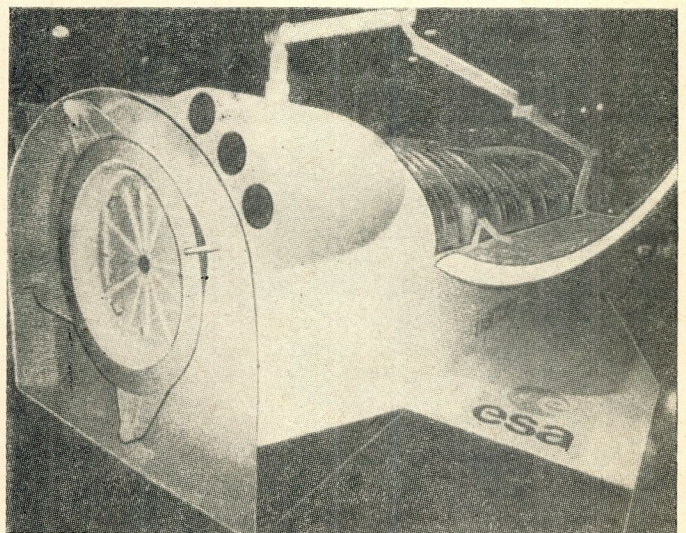


Рис. 18. Хвостовая часть ВКС «Гермес» со штатным стыковочным узлом



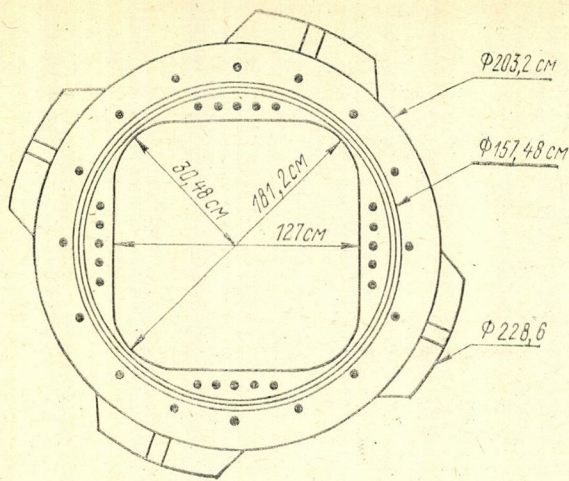


Рис. 19. Стандартный стыковочный узел американской орбитальной станции

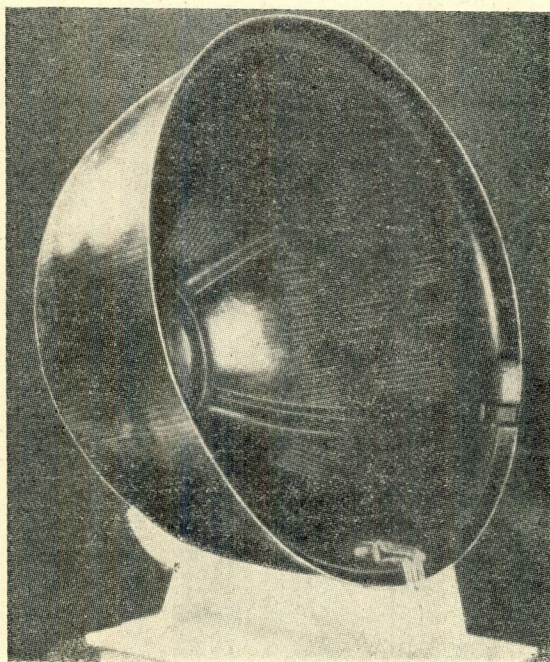


Рис. 20. Общий вид отделяемой переходной ступени L5B

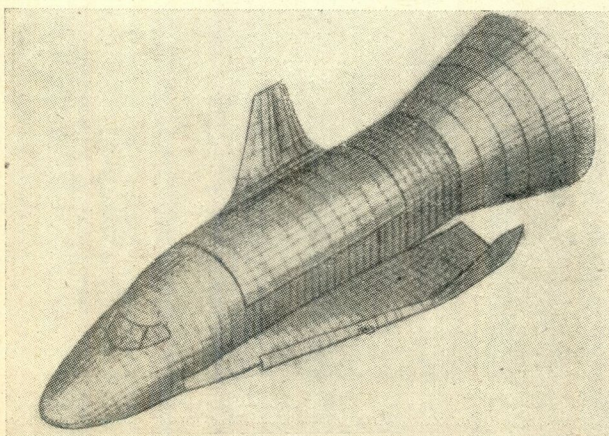


Рис. 21. Внешний облик ВКС «Гермес» с переходной ступенью L5B

Для выведения ВКС на орбиту (рис. 22) предполагается использовать модифицированный вариант (2Р-230/Н-155) РН «Ариан» 5. Исходный вариант этой РН пересмотрен с целью улучшения энергетических характеристик, поскольку даже после первого пересмотра концепции ВКС «Гермес» его стартовая масса превышала возможности этой РН. В связи с возрастанием расчетной стартовой массы ВКС «Гермес» концепция РН «Ариан» 5 была пересмотрена вторично, причем в процессе второго пересмотра предлагались два варианта (табл. 4).

Выбран вариант 2Р-230/Н-155 (вариант II), поскольку он обеспечивает более ранний ввод РН «Ариан» 5 в эксплуатацию и более высокую надежность при меньших затратах, хотя энергетические характеристики РН, предусмотренные этим вариантом концепции, будут несколько хуже [28].

Согласно новой концепции, ВКС «Гермес» будет оснащен системой аварийного спасения (САС) эки-

Таблица 4

Эволюция характеристик и концепций двухступенчатой РН «Ариан» 5

	Первоначальная концепция	Концепция после первого пересмотра	Концепция после второго пересмотра	
			вариант I	вариант II
Общее обозначение	2Р-170/ Н-120	2Р-190/ Н-140	2Р-190/ Н-185	2Р-230/ Н-155
Первая ступень	Р-170	Р-190	Р-190	Р-230
Число стартовых РДТТ	2	2	2	2
Масса топливного заряда, т	170	190	190	230
Вторая ступень	Н-120	Н-140	Н-185	Н-155
Число ЖРД НМ-60 «Вулкан»	1	1	2	1
Масса топлива ( $H_2 + O_2$ ), т	120	140	185	155
Масса ПН (т) при выведении:				
на круговую орбиту высотой 500 км с наклоном $28,5^\circ$	15,7	18,6	22,5	21
на переходную геостационарную орбиту	4,2	4,9	5,2	5,9
Надежность РН, %	99	99	98,3	99
Предполагаемый срок ввода в эксплуатацию	Середине 1995 г.	Середине 1995 г.	Конец 1996 г.	Середине 1995 г.
Увеличение необходимых затрат (по сравнению с суммой затрат после первого пересмотра), млн. ЕСИ:				
на разработку			380—430	55
на запуск			10	1,5



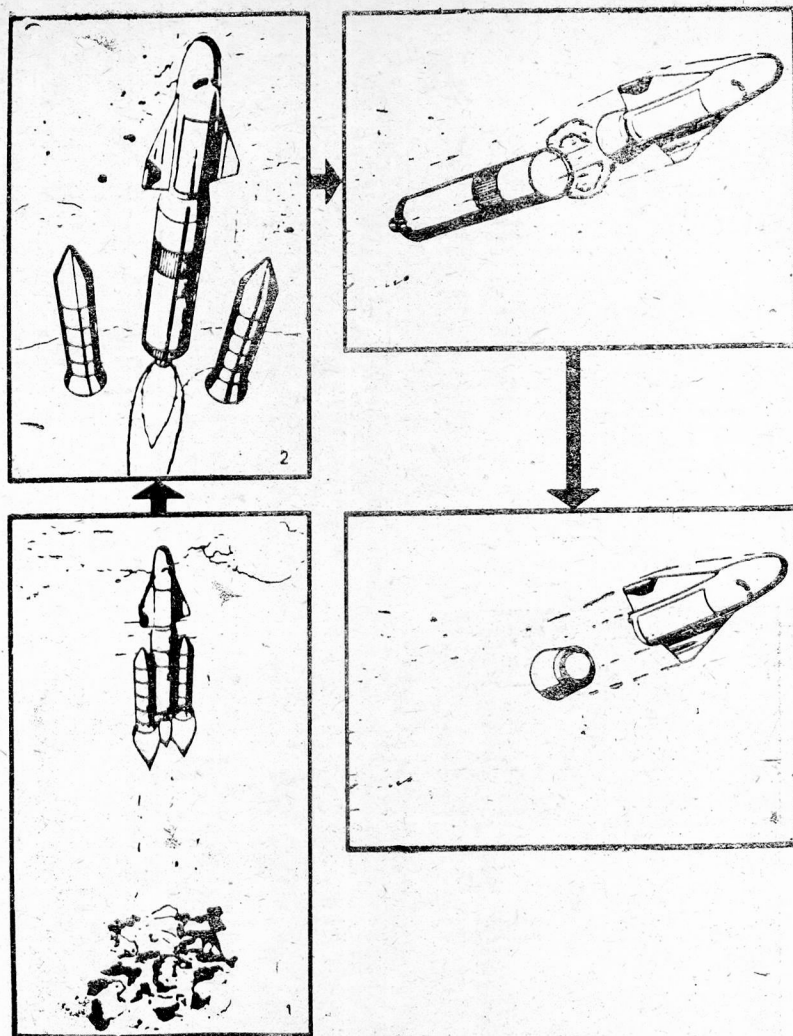


Рис. 22. Схема выведения ВКС «Гермес» на орбиту:  
 1—старт; 2—отделение стартовых ускорителей (Р-230) на высоте 60 км через 2 мин полета; 3—отделение второй ступени (Н-155) РН «Ариан» 5 через 10 мин полета; 4—отделение переходной ступени (L5В) и выход ВКС на орбиту через 11 мин полета

пажа, которая может применяться только в атмосфере на участках выведения и возвращения на Землю.

САС предусматривает использование отделяемой от ВКС кабины экипажа (рис. 23), которая приземляется с помощью парашютов и системы мягкой посадки. Герметизированная отделяемая кабина (рис. 23, а) массой 2,5 т может отстреливаться от аппарата по наклонной плоскости с помощью РДТТ массой 350—500 кг, который в течение 4 с создает тягу 25 т. После отделения кабины от ВКС в атмосфере небольшие РДТТ с регулируемым вектором тяги ориентируют кабину на траектории возвращения (рис. 23, б), воздушные тормоза уменьшают скорость полета кабины, а стабилизация полета обеспечивается с помощью небольшого парашюта и «эффекта поперечного V» кабины (рис. 23, в). После уменьшения скорости до 10 м/с вытяжной блок парашютов приводит в действие основную парашютную систему площадью 400 м<sup>2</sup> (рис. 23, г), раскрывающуюся в два этапа (рис. 23, д) и обеспечивающую горизонтальное положение кабины (рис. 23, е). В системе мягкой посадки предусматривается применение тормозных РДТТ и амортизирующих блоков в виде надувных баллонов или деформирующейся конструкции.

Кресла космонавтов тоже будут оборудованы амортизирующими устройствами.

В аварийных ситуациях вероятность посадки ВКС на водную поверхность может составить 0,7, однако в этом случае на приводнение рассчитана только отделяемая кабина экипажа. Герметичность и специальные законцовки обеспечат запас плавучести кабины, которая сможет удерживаться на водной поверхности до 6 ч.

На участке выведения ВКС «Гермес» на орбиту с помощью РН «Ариан» 5 САС предусматривает возможность отделения кабины экипажа до сбрасывания боковых стартовых РДТТ в течение первых 2 мин полета при числах  $M \leq 7$  на высотах не более 55 км.

Аварийное спасение экипажа на участке выведения возможно и после отделения стартовых РДТТ, при этом выключается ЖРД ракеты-носителя на криогенном топливе и осуществляется отделение ВКС от РН. Далее ВКС выполняет планирующий полет до района, где возможно отделение кабины экипажа, или за 6—7 мин полета достигает района аварийной посадки в Дакаре (о-ва Зеленого Мыса), где и совершает приземление. В случае отказа тормозной системы ВКС посадка может быть осуществлена с помощью аэрофинишера.



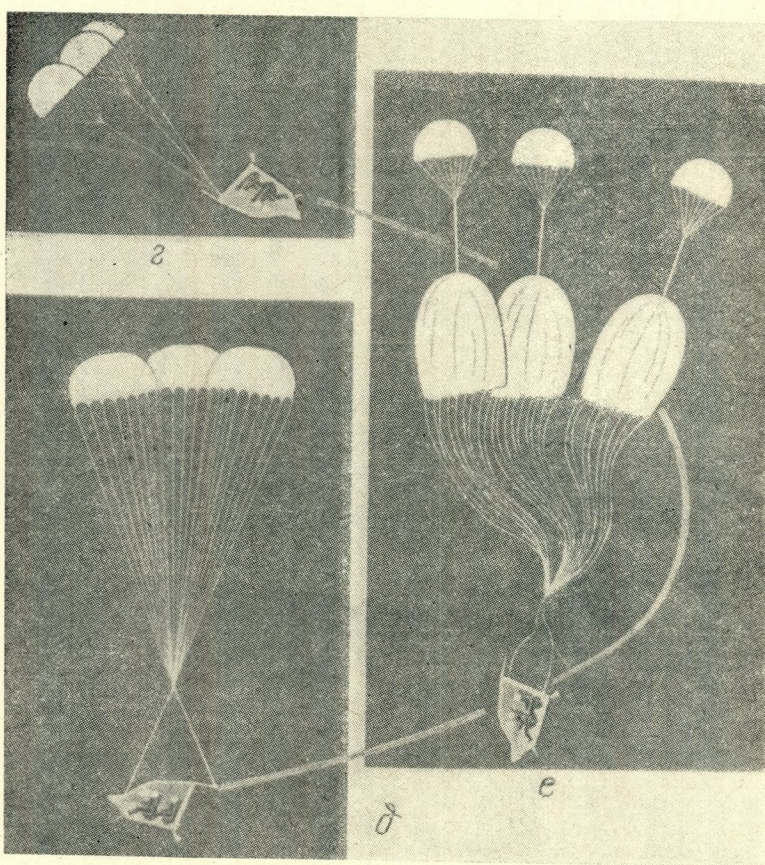
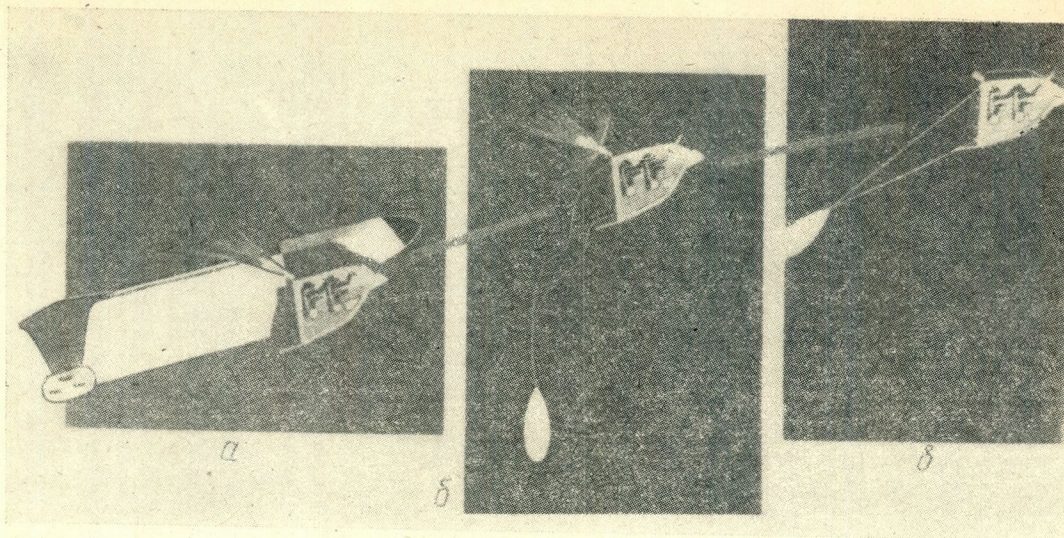


Рис. 23. Схема срабатывания системы аварийного спасения ВКС «Гермес»

При возвращении на Землю и полете ВКС в атмосфере на гиперзвуковых и сверхзвуковых скоростях экипаж может рассчитывать лишь на надежность аппарата, поскольку отделение кабины в аварийной ситуации при спуске в атмосфере возможно лишь после перехода на транс- и дозвуковые скорости полета [33].

Согласно новой концепции значительно сокращается объем планируемых задач полета ВКС «Гермес». В настоящее время основной целью программы предусматривается выведение на орбиту высотой 500 км и наклоном  $28,5^\circ$  аппарата с

максимальной стартовой массой 21 т и ПН массой 3 т для обслуживания долговременной орбитальной станции «Колумб» и, в частности, периодически посещаемой космонавтами автоматической орбитальной платформы МТФФ (Man-Tended Free Flyer) (рис. 24) [34].

Внесены изменения в график полетов ВКС «Гермес». CNES предложил отказаться от создания масштабной модели «Мая», поскольку, как полагают, она не позволит достоверно оценить аэротермодинамические параметры натурального ВКС «Гермес». Вместо этого предполагается оборудовать



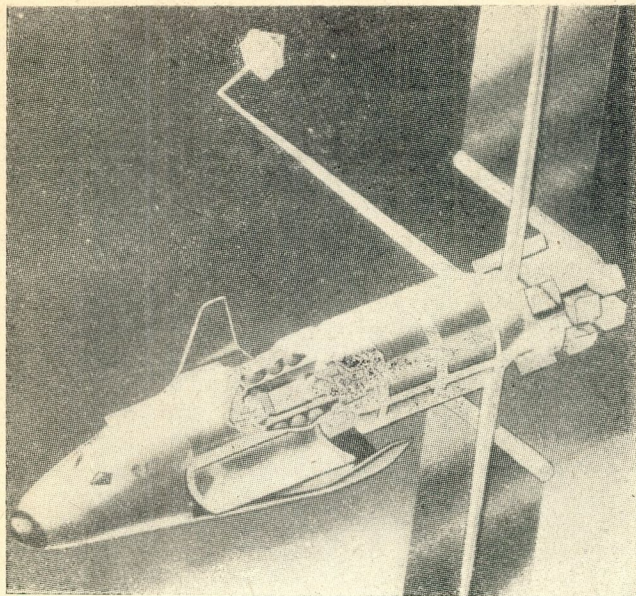


Рис. 24. ВКС «Гермес», состыкованный с автоматической орбитальной платформой МТФФ

ВКС средствами для полета в автоматическом режиме и провести этот полет в 1996 г. Первый пилотируемый полет намечается провести в 1997 г. (ранее планировался в 1995—1996 гг.) [28, 35].

В табл. 5 приводятся ориентировочные суммы потребных затрат ESA на программы РН «Ариан» 5 и ВКС «Гермес» в 1987—2000 гг. [36].

ВКС «Гермес» рассматривается не только как транспортный аппарат для космической станции «Колумб», но и как испытательная платформа для последующей разработки в Европе гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов [37].

Таблица 5

Потребные затраты ESA на программы РН «Ариан» 5 и ВКС «Гермес» в 1987—2000 гг.

	Затраты в млн. европейских счетных единиц (ЕСИ) (в ценах 1985 г.)
<b>РН «Ариан» 5</b>	
Подготовительный этап	276,3
Разработка	2786,0
Обеспечение программы	290,0
Всего	3362,3
<b>ВКС «Гермес»</b>	
Подготовительный этап	48,0
Разработка	2120,0
Дополнительная разработка	675,0
Демонстрационные испытания	150,0
Эксплуатация	120,0
Всего	3113,0

**Программа «Хотол».** Работы в Англии по программе «Хотол» осуществляются с начала 1980-х годов. В конце 1982 г. фирма ВАе на собственные средства начала проектные исследования по определению облика оптимальной концепции перспективного транспортного одноступенчатого МВКА «Хотол» (HOTOL — Horizontal Takeoff and Landing) с горизонтальным стартом (рис. 25) и посадкой, который к началу XXI в. мог бы стать конкурентом американской системы «Спейс Шаттл». Предусматривалось создание аппарата многократного применения, который не будет иметь компонентов одноразового использования; сможет осуществлять горизонтальный старт с ВПП, длина которой не превысит длины взлетной полосы для сверхзвукового пассажирского самолета «Конкорд»; будет совершать полет на начальном участке траектории с помощью ВРД, что даже при использовании одноступенчатой схемы позволит ему выходить на околоземную орбиту. По мнению английских специалистов, подобный аппарат сможет использоваться в качестве одноступенчатого трансатмосферного летательного аппарата, способного совершать полеты на высотах между границами атмосферы и ближним космосом и маневрировать на низких околоземных орбитах.

Одновременно с фирмой ВАе фирма Роллс-Ройс провела также на собственные средства необходимые первоначальные исследования ДУ для МВКА «Хотол» [38].

После ознакомления министерства обороны и министерства торговли Англии с деталями концепции одноступенчатого МВКА «Хотол» вся наиболее важная информация, особенно по ДУ, была засекречена [39].

В конце 1984 г. вышеуказанные английские фирмы обратились в ESA с предложением официально признать программу «Хотол» и финансировать работы по этой программе. При этом в качестве основного мотива выдвигалась экономическая эффективность одноступенчатого аппарата с горизонтальным стартом и посадкой [40].

В 1985 г. фирма ВАе вновь обратилась в ESA с подобным предложением, причем лидирующую роль в разработке аппарата предполагалось отвести Франции в обмен на отказ от разработки ВКС «Гермес» и РН «Ариан». По ряду причин это предложение было отклонено [41].

Несмотря на имеющиеся трудности, в этот период наблюдается повышение внимания к програм-

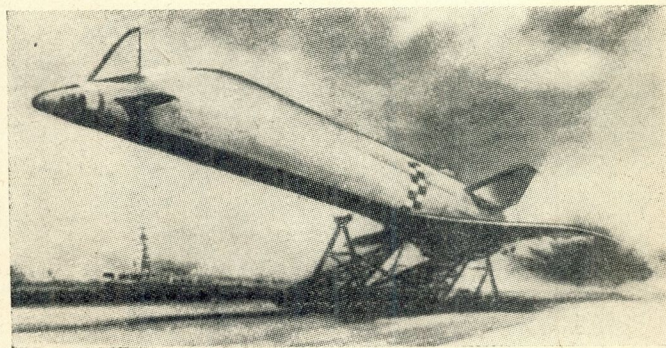


Рис. 25. Горизонтальный старт одноступенчатого МВКА «Хотол» с использованием специальной разгонной тележки на колесном шасси



ме «Хотол» со стороны США и ряда западноевропейских стран. США заинтересовались концепцией аппарата и особенно его комбинированной ДУ с ожижением атмосферного воздуха, которая может быть использована на перспективном американском трансатмосферном гиперзвуковом летательном аппарате, разрабатываемом в настоящее время.

В ноябре 1985 г. работы в Англии над концепцией «Хотол» перешли в новую фазу. Фирмы ВАе и Роллс-Ройс получили от правительства двухлетний контракт стоимостью 3 млн. ф. ст., предусматривающий проверку концепции одноступенчатого МВКА с горизонтальными стартом и посадкой и определение возможности дальнейшей работы в этом направлении. Руководство разработкой МВКА «Хотол», а также исследования по аэродинамике, проблемам полета, конструкции, бортовым системам, вопросам автоматической посадки были поручены отделению фирмы ВАе в Уортоне. Отделение фирмы ВАе в Стивенэйдже должно заниматься разработкой оптимальных моделей полета, динамикой орбитального полета МВКА, кабиной экипажа и ПН, а отделение фирмы ВАе в Филтоне — изучением конструкции воздухозаборника, вопросах совмещения комбинированной основной ДУ (ОДУ) и планера аппарата, аэродинамикой МВКА при старте с ВПП. Фирма Роллс-Ройс полностью отвечает за разработку двигателя с ожижением атмосферного воздуха [38].

В 1986 г. проводились испытания моделей МВКА «Хотол», изготовленных в масштабе 1:20, 1:75 и др., в АДТ малых скоростей в Вартоне (граф. Ланкашир, Англия). В частности, изучались вопросы устойчивости и управляемости при различных скоростях полета, что соответствует полету МВКА «Хотол» на определенной высоте. Например, при  $M=3$  МВКА будет находиться на высоте 20 000 м, при  $M=5,5$  — на высоте 26 000 м. Как показали результаты испытаний, вышеуказанные характеристики оказались вполне удовлетворительными. Помимо изучения аэродинамики всего аппарата проводились исследования аэродинамики воздухозаборника, а также стендовые испытания наиболее важных элементов ОДУ [42].

В 1987 г. работы в этом направлении были продолжены. По заявлению фирмы Роллс-Ройс, результаты 18-месячных исследований подтверждают правильность первоначальных расчетов массовых

и летно-технических характеристик ОДУ. Работы по ОДУ проводятся в соответствии с намеченным графиком и дают возможность изучить перспективную технику [43].

В июне 1987 г. австралийское отделение фирмы ВАе получило контракт на проведение совместно с австралийским национальным университетом испытаний по программе «Хотол» в АДТ больших скоростей. Это первый контракт, выданный на проведение работ по этой программе за пределами Англии. Контрактом предусматривается изучение аэродинамических и тепловых характеристик МВКА при входе в атмосферу. В ударной АДТ гиперзвуковых скоростей, которой располагает австралийский национальный университет, возможна кратковременная имитация условий входа МВКА в атмосферу при скоростях до 30 000 км/ч [43].

Задачей исследовательских работ, осуществляемых в настоящее время, считается проверка возможности практической реализации заложенных в концепции технических решений, в частности выбранной для МВКА комбинированной ОДУ, рассчитанной на работу в режимах ВРД и ЖРД.

На состоявшемся в конце октября 1986 г. в Париже совещании руководства ESA была одобрена программа, предусматривающая проведение в течение трех лет исследовательских работ в рамках ESA по программам МВКА «Хотол», а также «Зенгер». К работам предполагалось приступить во второй половине 1987 г. [44]. Принятие подобного решения считается большим успехом для фирмы ВАе, которая уже в течение двух лет добивалась для программы «Хотол» статуса официальной программы ESA.

В ходе проведенных исследований в период с 1982 г. до настоящего времени концепция МВКА «Хотол» постоянно совершенствуется: изменения вносятся как в массо-габаритные характеристики, так и в конфигурацию аппарата.

Согласно первоначальной концепции, схема которой впервые была опубликована фирмой ВАе в 1984 г., МВКА «Хотол» имел аэродинамическую схему «утка» с далекорасположенным передним горизонтальным оперением (ПГО), крылом двойной стреловидности и двухкилевым разнесенным V-образным оперением. Модель в масштабе 0,01 и эскизы первоначальной концепции МВКА «Хотол» (рис. 26) впервые демонстрировались на выставке в Фарнборо 1984 г., однако они несколько отличались от реальной концепции аппарата, поскольку не имели воздухозаборников [45].

На авиационно-космической выставке в Париже 1985 г. фирма ВАе представила уточненные сведения об МВКА «Хотол» и также демонстрировала его модель в масштабе 0,05 (рис. 27). В отличие от первоначального варианта уточненная концеп-

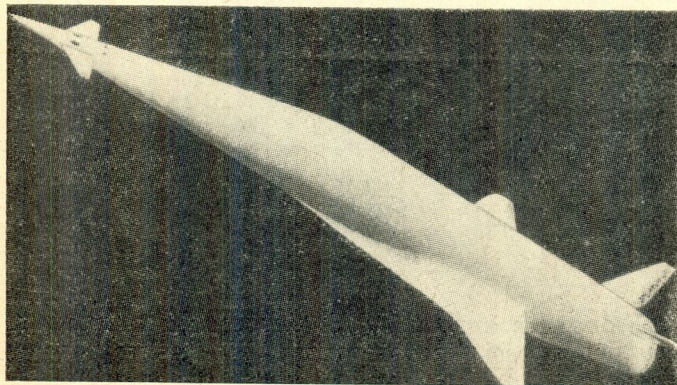


Рис. 26. Модель первоначальной концепции МВКА «Хотол» (авиационно-космическая выставка Фарнборо-84)

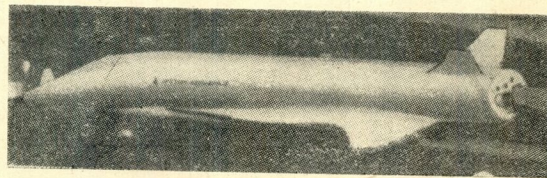


Рис. 27. Модель уточненной концепции МВКА «Хотол» (авиационно-космическая выставка в Париже 1985 г.)



ция аппарата предусматривала использование носового киля, располагающегося приблизительно в месте крепления ПГО. Он был введен для улучшения путевой устойчивости аппарата на больших углах атаки и малых скоростях полета, а для увеличения подъемной силы были внесены некоторые изменения в конструкцию крыла [46].

В январе—феврале 1986 г. были опубликованы некоторые новые данные о концепции МВКА «Хотол», полученные в результате дополнительных продувок моделей аппарата в АДТ малых скоростей. Для улучшения аэродинамических характеристик МВКА специалисты фирмы ВАе предложили внести изменения в существовавшую на тот момент концепцию. Было выбрано более эффективное переднее оперение, включающее носовой киль и ПГО с дифференцированным управлением, разнесенные по окружности носовой части МВКА на  $120^\circ$ . От использования двухкилевого вертикального оперения в хвостовой части фюзеляжа было решено отказаться. Предполагалось, что внесенные изменения устранят возможность возникновения ранее наблюдавшихся при испытаниях модели аппарата в АДТ крутильных нагрузок, а ПГО с дифференцированным управлением обеспечит эффективное управление аппаратом по рысканию без применения хвостовых килей [47]\*.

На авиационно-космической выставке в Фарнборо 1986 г. была представлена модель новой конфигурации МВКА «Хотол» (рис. 28). Отмечалось, что новые изменения, внесенные в первоначальную концепцию, явились результатом дальнейших испытаний моделей аппарата в АДТ малых скоростей. Эти испытания, в частности, показали, что устойчивость и управляемость аппарата могут быть обеспечены при наличии меньшего числа аэродинамических поверхностей. Новый вариант МВКА «Хотол» отличается от исходного внешней конфигурацией: изменена форма крыла и носовой части фюзеляжа; ликвидированы ПГО и двухкилевое V-образное оперение в хвостовой части фюзеляжа; подфюзеляжный воздухозаборник несколько перемещен вперед. Новый вариант МВКА «Хотол» имеет длину 60 м, размах крыла 20 м, стартовую массу 230 т, посадочную массу 47 т и рассчитан на выведение ПН массой 8 т на экваториальную орбиту высотой 300 км.

Полагают, что возможны и дальнейшие изменения концепции МВКА «Хотол», необходимость которых может возникнуть после испытаний моделей в АДТ при числах  $M \leq 5$  [48, 49].

Концепцией МВКА «Хотол» фирмы ВАе предусматривается применение принципиально новой комбинированной ОДУ, исследуемой фирмой Роллс-Ройс. Эта ОДУ представляет собой жидкостный воздушно-реактивный двигатель (ЖВРД) с ожигением атмосферного воздуха. Принципиальная схема двигателя этого типа, предлагаемого английскими специалистами для МВКА «Хотол», представлена на рис. 29.

По мнению технического директора фирмы Роллс-Ройс, большинство элементов комбинированной ОДУ может быть создано на основе существ-

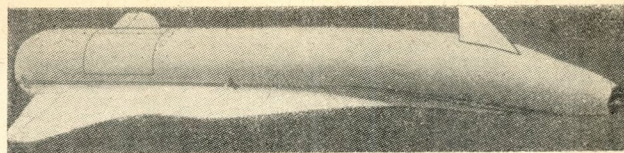


Рис. 28. Модель усовершенствованной концепции МВКА «Хотол» (авиационно-космическая выставка Фарнборо-86)

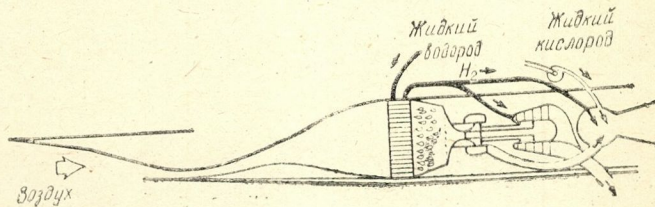


Рис. 29. Принципиальная схема ЖВРД с ожигением атмосферного воздуха

ующей техники и имеющегося научно-технического задела в области ракетного двигателестроения. Исследования в области ЖВРД с ожигением атмосферного воздуха в 1986 г. находились на завершающем этапе, однако разработка конкретных конструктивных элементов непосредственно для двигателя этого типа до 1987 г. не проводилась [38].

Предлагаемая комбинированная ОДУ «Суоллоу» RB.545 рассчитана на работу в режимах ВРД и ЖРД [39]. С момента старта и до высоты 25 км при достижении скорости порядка  $M=5$  ОДУ в течение 9 мин будет работать в режиме ВРД. На высоте 25 км атмосферный участок траектории выведения завершится, подфюзеляжный воздухозаборник закроется и ОДУ переключится на режим кислородно-водородного ЖРД. Выключение ОДУ произойдет на высоте 88 км. Дальнейший подъем аппарата до высоты 300 км и формирование круговой орбиты будет осуществляться с помощью ЖРД СОМ.

После проведения предварительных исследований специалисты фирм ВАе и Роллс-Ройс продолжают считать, что наиболее оптимальным типом ОДУ для МВКА «Хотол» является вышеуказанный тип двигателя. Реализация концепции этого двигателя обеспечит существенное уменьшение массы одноступенчатого МВКА с горизонтальным стартом.

Для уменьшения стартовой массы МВКА горизонтальный старт будет осуществляться с использованием разгонной тележки, что позволит применить более легкую конструкцию посадочного шасси.

Разгонную многоколесную тележку (рис. 30) предполагается оснастить вспомогательной ДУ для ее транспортировки без запускаемого объекта, лазерной системой управления и парашютной системой торможения. Выбранная концепция разгонной тележки считается вполне приемлемой, хотя не все специалисты полностью ее одобряют. В связи с этим продолжается изучение других концепций стартовых систем [38]. Например, предлагается рассмотреть новую методику старта МВКА «Хотол» с использованием модифицированного самолета Боинг 747 (рис. 31—34). Предполагается, что мо-

\* Более подробные сведения о конструктивных особенностях первоначальных концепций МВКА «Хотол» опубликованы в бюллетене «ТИ» № 11, 1987 г.



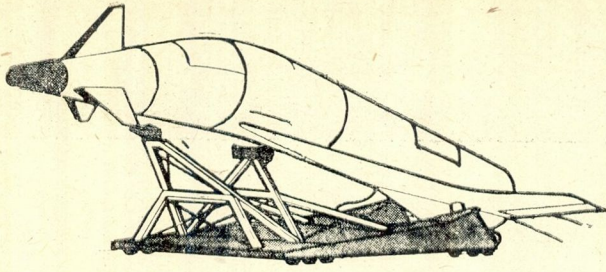


Рис. 30. Концепция разгонной многоколенной тележки для МВКА «Хотол»

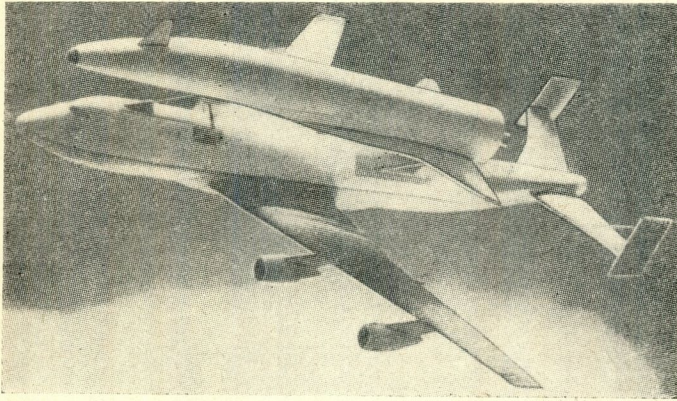


Рис. 31. Размещение МВКА «Хотол» на самолете Боинг 747

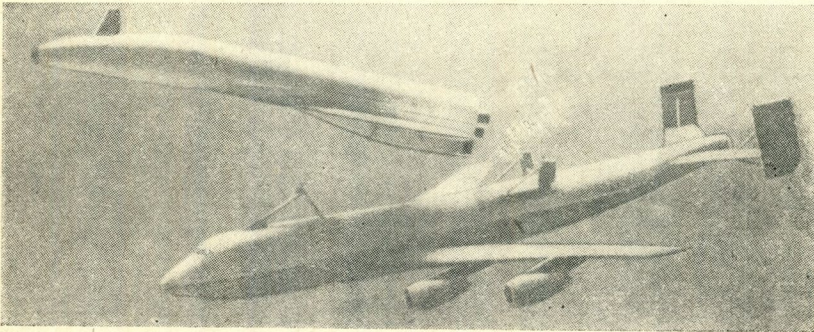


Рис. 32. Старт МВКА «Хотол» с модифицированного самолета Боинг 747

модифицированный самолет нового поколения серии 500 с увеличенной взлетной массой сможет взлетать с полностью заправленным МВКА «Хотол» и доставлять его на заданную высоту, откуда он будет стартовать на орбиту. Проведены исследования модели в масштабе 1:144 системы Боинг 747/«Хотол», причем модель самолета имеет модифицированное двухкилевое хвостовое оперение. Необходимость выбора подобной схемы оперения объясняется возможностью его повреждения в полете в момент отделения МВКА «Хотол».

Система Боинг 747/«Хотол» может использоваться: при транспортировке МВКА с завода или с места аварийной посадки на стартовую площадку; при отработке посадки в ходе первоначальных летных испытаний МВКА; при эксплуатационных запусках МВКА на орбиту с использованием само-

лета Боинг 747 в качестве разгонной ступени для доставки аппарата на заданную высоту или в качестве разгонной тележки без отрыва от земли.

Преимущества использования системы Боинг 747/«Хотол»: возможность значительного уменьшения стартовой массы МВКА за счет сокращения бортового запаса топлива или возможность увеличения массы ПН [50].

Техника захода на посадку с высоты 26 км [51] и приземления МВКА «Хотол» аналогична посадке ОС системы «Спейс Шаттл», однако при необходимости возможен уход аппарата на второй круг с использованием ЖРД СОМ [52].

В целях простоты и экономичности первый МВКА «Хотол» предполагается изготовить в беспилотном варианте, а в дальнейшем, при необходимости, возможна модификация аппарата в пилотируемый вариант. Возможность установки кабины экипажа позволяет английским специалистам рассматривать МВКА «Хотол» как альтернативный вариант для замены французской ТКС «Гермес» — «Ариан» 5 [39, 53].

МВКА «Хотол» предназначена для многократного выведения ПН на низкие околоземные орбиты, обслуживания орбитальных станций, запуска

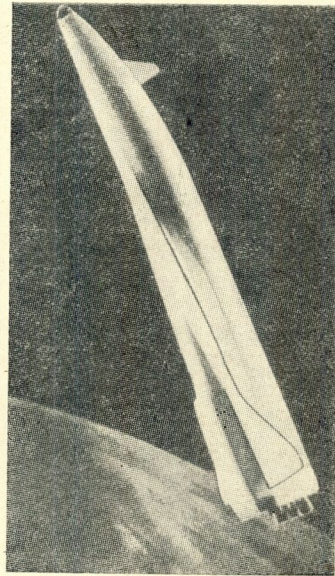


Рис. 33. Выход МВКА «Хотол» на орбиту

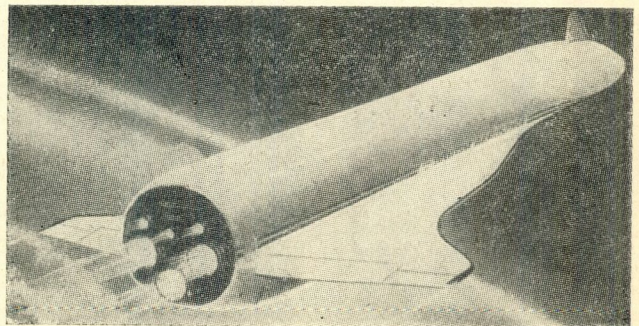


Рис. 34. Полет МВКА «Хотол» по орбите



геостационарных спутников с разгонными ракетными блоками [6].

Интерес к программе «Хотол» в последнее время возрос в связи с возможностью использования аппарата в качестве носителя ядерного и лазерного оружия, обладающего малой уязвимостью к средствам перехвата условного противника. С помощью МВКА «Хотол» предполагается выведение на орбиту военных спутников, что обеспечит важную роль Англии в реализации программы стратегической оборонной инициативы (СОИ), размещении в космосе оружия и космических аппаратов европейских стран-участниц этой программы. Считается, что в случае неудовлетворительного решения вопроса по оснащению ВМС Англии баллистическими ракетами «Трайидент», на основе МВКА «Хотол» может быть создано альтернативное оружие. Возможно также использование этого аппарата в качестве межконтинентального бомбардировщика с большей, чем у МБР, скоростью полета. В отсеке ПН аппарата могут устанавливаться разделяющиеся головные части с боеголовками индивидуального наведения [54].

Предполагается, что в случае реализации концепции МВКА «Хотол» стоимость выведения объектов на низкие околоземные орбиты уменьшится в пять раз, а на геостационарную орбиту — в два раза. По ориентировочным подсчетам специалистов фирмы ВАе, стоимость выведения 7 т ПН на орбиту высотой 300—400 км составит 4 млн. долл., а величина удельной стоимости — 570 долл./кг. Подобного снижения затрат предполагается добиться за счет упрощения операций по межполетной подготовке МВКА (отсутствия сбрасываемых компонентов одноразового применения, хранения и транспортировки в горизонтальном положении, подготовки аппаратов отдельно от ПН, сокращения численности обслуживающего персонала), а также выбора оптимальной концепции МВКА многократного применения (отсутствие токсичного топлива, дистанционное управление и т. д.). Аппарат рассчитан на выведение на низкую околоземную орбиту ПН массой 7—8 т (3,5% стартовой массы), однако возможна его модификация для выведения на эту орбиту ПН массой 11 т.

По результатам первых параметрических исследований стоимость разработки МВКА «Хотол» составит приблизительно 5 млрд. европейских счетов единиц (~4 млрд. долл. или около 34 млрд. фр.) без учета затрат на оборудование и квалификационные летные испытания аппарата. Стоимость разработки МВКА «Хотол», как полагают, будет эквивалентна стоимости ТКС «Гермес»—«Ариан» 5.

В соответствии с первоначальной программой МВКА «Хотол» предусматривается в 1987—1991 гг. провести определение концепции аппарата и одновременно с этим — техническую оценку программы. Эта оценка должна проходить в два этапа (первый этап с конца 1987 г. до середины 1989 г., второй — с 1989 г. до середины 1991 г.), по завершении которых предполагается выбор исходной компоновочной схемы МВКА. Работы по планеру и ОДУ будут осуществляться одновременно. К началу 1994 г. предполагается закончить проектирование опытного образца МВКА «Хотол», а к началу 1996 г. — завершить изготовление ОДУ.

Такой график работ позволит осуществить первый испытательный полет в конце 1997 г. и первый орбитальный полет в конце 1999 г. Перед вводом МВКА в эксплуатацию предполагается проведение квалификационных летных испытаний, в том числе 12 испытательных и 7 орбитальных полетов. Дата ввода МВКА «Хотол» в эксплуатацию перенесена с 2000 г. на 2005 г.

Предусматривается создание парка из шести аппаратов, один из которых предназначен для пилотируемых полетов. По мнению специалистов фирмы ВАе, рабочий ресурс планера аппарата составит 120 полетов, а ОДУ — 60 полетов. Общие эксплуатационные расходы на один полет с учетом амортизационных затрат на конструкцию планера и двигатели оцениваются примерно 5,25 млн. долл. (в ценах 1985 г.), что составляет 1/5 стоимости полета МВКА «Спейс Шаттл» [6].

Максимальная продолжительность орбитального полета МВКА «Хотол» с учетом нештатных ситуаций составит около 50 ч. Для выполнения задач беспилотным МВКА «Хотол» предусматривается широкое использование бортовых систем с искусственным интеллектом и робототехники. Поскольку полет МВКА в пилотируемом варианте будет проходить без передачи данных на землю через спутники-ретрансляторы, периоды связи экипажа с наземным центром управления на каждом витке не превысят 5 мин [55].

**Программа «Зенгер».** В ФРГ в 1960-х годах проводились работы по программе исследований техники входа в атмосферу, основанные на идеях профессора Зенгера. В 1973 г. работы по этой программе были прекращены.

В начале 1986 г. министерство по науке и технике ФРГ выдало пять контрактов на исследования в наиболее важных областях техники, используемых при создании гиперзвуковых летательных аппаратов. В их число входят аэротермодинамика, системы управления полетом, материалы, двигательные установки и обеспечение полетов. Контрактами являются фирмы МВВ, Дорнье, MTU, центр DFVLR и авиакомпания Люфтганза. В 1987 г. после оценки результатов проведенных исследований министерство предполагало принять решение относительно продолжения работ по этой программе.

Ускорение в США национальной программы NASP заставило ФРГ начать программу исследований в области гиперзвуковой техники с тем, чтобы в дальнейшем принять участие в американской программе.

Разработка в США перспективного ВКС оказывает положительное влияние на решение ФРГ относительно участия в программе «Гермес», которая рассматривается как промежуточный шаг к созданию более совершенного аппарата, например, английского МВКА «Хотол» [56].

Летом 1986 г. правительство ФРГ обратилось к промышленным фирмам с просьбой представить предложения по проектам исследований в области гиперзвуковой техники, которые оно намеревается полностью финансировать. В ходе 12-месячных исследований помимо других задач требовалось определить, являются ли перспективные воздушно-космические аппараты типа МВКА «Хотол» и американского трансатмосферного аппарата альтернативными вариантами ВКС «Гермес» [57].



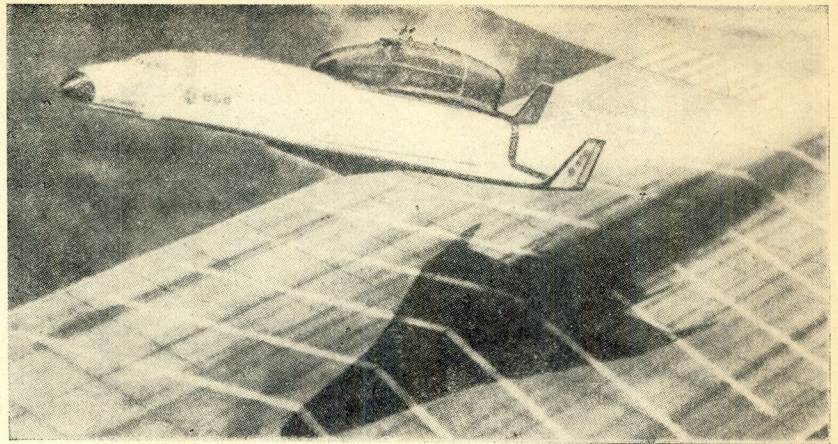
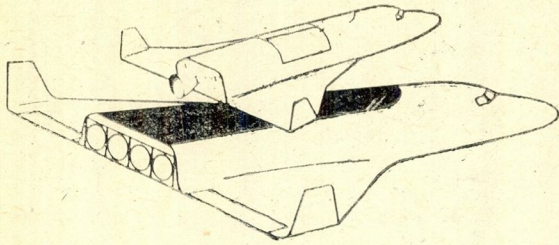


Рис. 35. Схема (слева) и общий вид (справа) первоначальной концепции МВКА «Зенгер»

В 1984 г. фирма MBV по собственной инициативе провела исследования гиперзвуковых аппаратов и спроектировала беспилотную крылатую гиперзвуковую верхнюю ступень «Хорус», выводимую на низкую околоземную орбиту РН «Ариан» 5Р [56]. К 1986 г. эта фирма на собственные средства (около 3 млн. западногерманских марок) провела предварительные исследования по программе создания двухступенчатого МВКА «Зенгер» и предложила его ESA в качестве альтернативного варианта наряду с английским МВКА «Хотол».

Согласно концепции фирмы MBV, МВКА «Зенгер» (рис. 35) представляет собой двухступенчатый аппарат, состоящий из гиперзвукового носителя самолетной схемы и орбитальной ступени «Хорус». Аппарат рассчитан на горизонтальные взлет и посадку и может применяться с обычных аэродромов, что значительно снижает расходы на его эксплуатацию. Применение такой компоновочной схемы в отличие от одноступенчатых аппаратов позволяет ОС выходить на любую орбиту, в том числе экваториальную, при взлете и посадке в Европе.

МВКА «Зенгер» с взлетной массой 500 т сможет доставлять на околоземную орбиту высотой 200 км 12 космонавтов или 2—6 космонавтов и ПН массой 4 т, а на полярную орбиту такой же высоты 2—4 космонавта и ПН массой 1—3 т. При этом удельная стоимость выведения будет в четыре раза меньше по сравнению с МВКА «Спейс Шаттл» или перспективной РН «Ариан» 5 [48, 58].

Первая ступень МВКА «Зенгер» по размерам примерно соответствует самолету Боинг 747 и снабжена ГПВРД, обеспечивающими достижение гиперзвуковой скорости ( $M=6$ ) и подъем на высоту 30—35 км, где должно производиться отделение ОС «Хорус». В ФРГ крылатая разгонная ступень рассматривается как основа для создания перспективного гиперзвукового транспортного самолета.

ОС «Хорус» массой 55 т по размерам сравнима с французским ВКС «Гермес» и будет оснащена ЖРД АТС 500, работающим на криогенном топливе (масса 40 т) и развивающим тягу 53—54 т. Время работы двигателя 280 с [48, 59].

В ФРГ в рамках программы космических исследований и разработок помимо фирмы MBV работы по анализу концепций МВКА «Зенгер» ведет также западногерманский НИЦ по авиации и космонавтике DFVLR. Директор входящего в НИЦ DFVLR института по разработке ракетных двигателей на химическом топливе отметил, что на данном этапе

работы по МВКА «Зенгер» направлены на выявление перспективных технических средств в области аэродинамики, ДУ и входа в атмосферу, которые впоследствии понадобятся для создания перспективного носителя.

В НИЦ DFVLR по программе «Зенгер» анализировались и оценивались различные варианты аппаратов, в том числе пилотируемые и автоматические, с последовательным и параллельным расположением ступеней, вертикальным стартом и горизонтальной посадкой, горизонтальными стартом (с использованием разгонной тележки) и посадкой, использованием на первой ступени турбопрямоточных или ракетных двигателей и др. Для всех вариантов на второй ступени предполагается использование кислородно-водородных ЖРД. Отмечается, что МВКА не обязательно должен быть пилотируемым, но необходимо предусмотреть возможность размещения на нем космонавтов для доставки на орбитальную станцию или возвращения со станции на Землю.

Варианты с вертикальным стартом имеют последовательное расположение ступеней: вариант МВКА с турбопрямоточным двигателем — стартовую массу 402 т и длину 64 м, а с ракетными двигателями — соответственно 590 т и 68,2 м.

Варианты с горизонтальным стартом (рис. 36) имеют параллельное расположение ступеней: вариант МВКА с турбопрямоточным двигателем — стартовую массу 437 т, длину 44,88 м, высоту 9,4 м, размах крыла 31,06 м, а с ракетными двигателями — соответственно 590 т, 48,18 м, 10,46 м и 36,21 м. При горизонтальном старте МВКА «Зенгер», подобно МВКА «Хотол», рассчитан на использование разгонной тележки.

Одной из рассматривавшихся концепций МВКА с горизонтальными стартом и посадкой предусматривалось использование крылатого спасаемого разгонщика, на котором устанавливается аппарат типа ОС МВКА «Спейс Шаттл». Разгонщик должен отделяться при числе  $M=6$  на высоте 30 км и возвращаться на стартовый комплекс, а ОС с ПН массой 16 т — продолжать полет по круговой орбите высотой 400 км [60, 61].

С момента первого представления в начале 1986 г. до настоящего времени концепция МВКА «Зенгер» претерпела некоторые изменения, и возможна ее дальнейшая модификация.



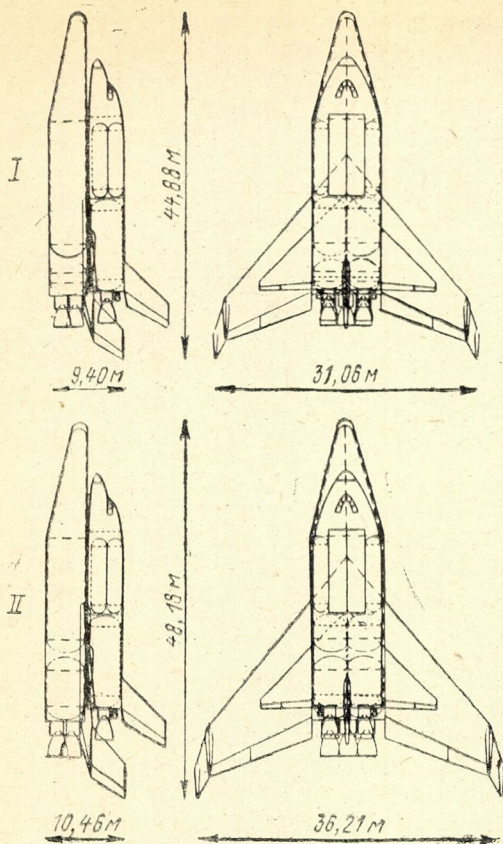


Рис. 36. Варианты МВКА «Зенгер» с горизонтальным стартом:  
 I—с турбопрямоточными двигателями на 1-й ступени;  
 II—с ракетными двигателями на 1-й ступени

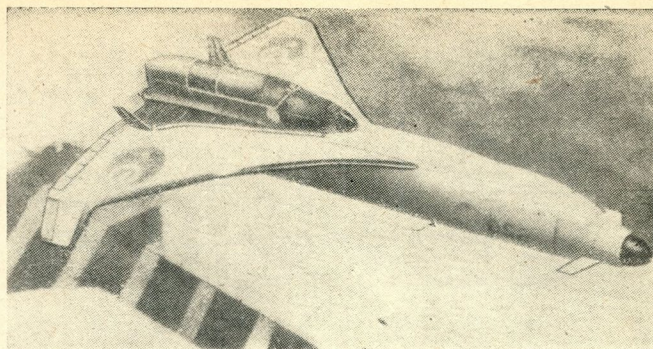


Рис. 37. Концепция МВКА «Зенгер» 2

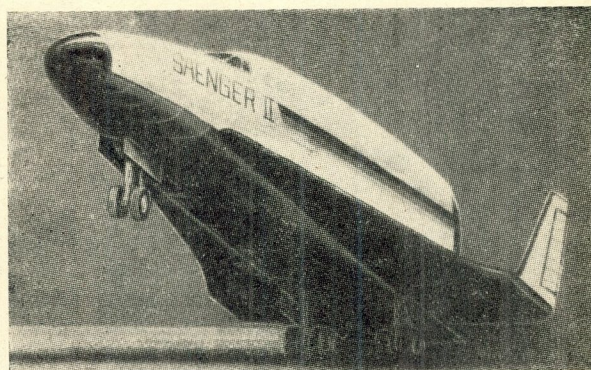


Рис. 38. Концепция ОС МВКА «Зенгер» 2

Стартовая масса МВКА «Зенгер» 2 составит 400 т (по другим данным не превысит 500 т), а габариты будут соответствовать размерам самолета Боинг 747. Стартовая масса самолета-разгонщика около 300 т, из них 150—200 т топливо для шести двигателей, которые обеспечат достижение крейсер-

С конца 1986 г. рассматривается концепция двухступенчатого МВКА «Зенгер» 2 (рис. 37, 38), состоящего из самолета-разгонщика и ОС. На авиационно-космической выставке в Париже 1987 г. была представлена информация об этом аппарате, внешний облик которого был уточнен специалистами фирмы МВВ при проведении концептуальных исследований.

Первая ступень МВКА «Зенгер» 2 представляет собой многоразовый гиперзвуковой самолет-разгонщик для полета в атмосфере, оснащенный шестью РТД с тягой по 45,4 тс в одном интегральном подфюзеляжном модуле (рис. 39) или в двух подкрыльных модулях (рис. 40) [62, 63]. Его конструкция будет максимально унифицирована с ГТС ENTV (European Hypersonic Transport Vehicle) неограниченной дальности действия, который может быть создан в 2000 г. Этот самолет, представляющий собой европейский вариант американского ГТС «Ориент Экспресс», будет рассчитан на перевозку 200—250 пассажиров со скоростью, соответствующей числам  $M=4,5 \div 5$ , по трансконтинентальным авиалиниям. Продолжительность полета по маршруту Париж—Рио-де-Жанейро протяженностью 10 000 км составит 2,3 ч, а по маршруту Лос-Анджелес—Гонконг протяженностью 15 000 км — около 3,5 ч.

В качестве второй ступени МВКА «Зенгер» 2 может использоваться многоразовая крылатая пилотируемая ОС «Хорус» 2 или беспилотная одноразовая грузовая ступень «Каргус» на основе базового ракетного блока РН «Ариан» 5 (рис. 41).

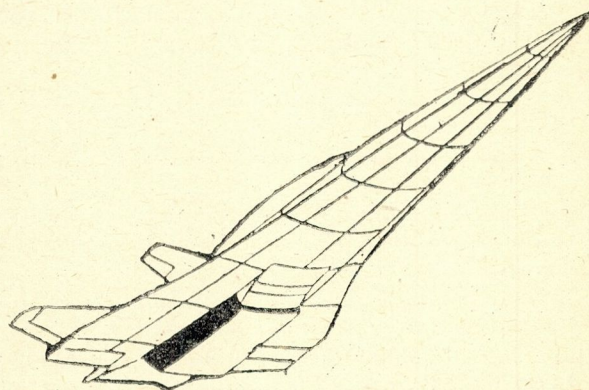


Рис. 39. МВКА «Зенгер» 2 с гиперзвуковым разгонщиком, оснащенный интегральной подфюзеляжной ДУ

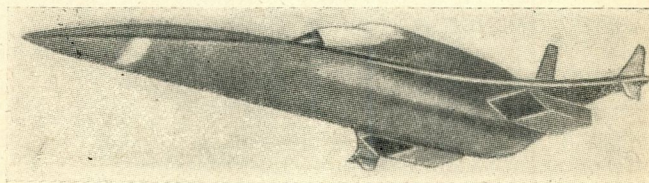


Рис. 40. МВКА «Зенгер» 2 с гиперзвуковым разгонщиком, оснащенный ДУ в подкрыльных модулях



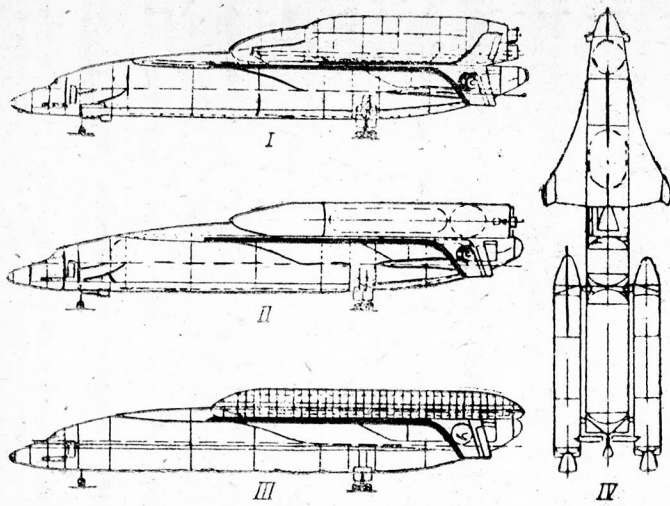


Рис. 41. Варианты МВКА «Зенгер» 2:

1—МВКА «Зенгер» 2 со ступенью «Хорус» 2; 2—МВКА «Зенгер» 2 со ступенью «Каргус»; 3—перспективный ГТС ENTV; 4—ступень «Хорус» 2 на РН «Ариан» 5

ской скорости полета, соответствующей числам  $M=5-7$  [6].

ОС «Хорус» предполагается оснастить двумя усовершенствованными кислородно-водородными ЖРД АТС-700 с давлением в камере сгорания  $250 \cdot 10^5$  Н/м<sup>2</sup> и тягой по 71,4 тс. Удельный импульс ЖРД составит 472 с, соотношение компонентов топлива 6:1, расход топлива 124 кг/с, степень расширения сопла с разворачивающимся в космосе насадком—300. Создание такого ЖРД считается возможным через 15 лет.

ОС «Хорус» 2, которую предполагается создать на основе ВКС «Гермес», будет иметь следующие характеристики: масса 70—90 т, в том числе 45—65 т топлива, длина 27 м, размах крыла 12 м, диаметр ОПН 4,5 м. Предусмотрена металлическая система теплозащиты многоразового применения. В ОС «Хорус» 2 могут разместиться до 12 космонавтов (при отсутствии груза) или 4 т груза и 2 космонавта.

ОС «Каргус» будет иметь массу 80 т, массу топлива 55 т, массу ПН до 15 т.

В качестве основных задач МВКА «Зенгер» 2 с ОС «Хорус» считаются:

доставка экипажей и обслуживание орбитальных станций на низкой околоземной орбите (2—6 космонавтов и 2—4 т груза);

доставка экипажей и грузов на полярную орбиту (2—4 космонавта и 1—3 т груза);

транспортировка «пассажиров» на низкую околоземную орбиту (до 12 космонавтов, в том числе 2 пилота и 10 «пассажиров»);

доставка грузов на околоземную орбиту высотой 500 км (2 пилота и 4 т груза).

В качестве основной задачи МВКА «Зенгер» 2 с ОС «Каргус» считается доставка на низкую околоземную орбиту ПН массой 10—15 т.

Считается, что МВКА «Зенгер» будет универсальным аппаратом и помимо вышеуказанных задач сможет обеспечить выведение небольших спутников и космических аппаратов на различные орбиты вплоть до стационарных и решать другие задачи освоения околоземного пространства.

Рабочий ресурс МВКА «Зенгер» 2 составит 50—100 полетов. Полет аппарата будет проходить

в следующей последовательности. После горизонтального старта (взлетная скорость составит 140 м/с) с ВПП европейского аэродрома длиной 3000 м разгонщик с ОС осуществит крейсерский гиперзвуковой полет к плоскости экваториальной орбиты. Затем на высоте 36 км при числе  $M=3$  произойдет разделение ступеней и разгонщик возвратится на аэродром базирования, а ОС выйдет на экваториальную орбиту. Двигатель ОС обеспечит приращение характеристической скорости до 7958 м/с и выход на промежуточную орбиту высотой 80—450 км. Формирование круговой рабочей орбиты возможно за счет импульса, обеспечивающего приращение характеристической скорости на 91 м/с.

Предполагается, что использование МВКА «Зенгер» 2 позволит снизить на 90% удельную стоимость выведения экипажей на орбиту и в три раза — удельную стоимость выведения ПН.

По расчетам западных экспертов, расходы на запуски европейских объектов в 2005—2015 гг. с помощью системы «Ариан»—«Гермес» составят 205—240 млрд. фр., а с помощью МВКА «Зенгер» 2 — 34—55 млрд. фр. при ежегодном выполнении шести полетов. Таким образом, уменьшение расходов в 4—6 раз (на 190 млрд. фр.) может компенсировать стоимость разработки МВКА «Зенгер» 2.

Программой создания МВКА «Зенгер» 2 предусматривается проведение исследований и технической разработки с 1987 г. до 1994 г. Завершение создания аппарата и принятие его в эксплуатацию предполагается в 2005 г. К разработке двигателя для самолета-разгонщика ENTV намечается приступить в 1990 г., а к разработке планера самолета-разгонщика — в 1992—1993 гг.

Предполагаемая стоимость разработки МВКА «Зенгер» 2 составляет 35 млрд. фр.

Стоимость разработки самолета-разгонщика ENTV также соответствует этой сумме [6].

**Программа создания ВКС в Японии.** В 1982 г. в печати появилось сообщение, что в ближайшее время Япония сможет приступить к созданию малоразмерного ВКС с существенно меньшими массо-габаритными характеристиками, чем орбитальная ступень МВКА «Спейс Шаттл» [64].

На состоявшемся в конце 1985 г. в Стокгольме очередном конгрессе МАФ (международная астронавтическая федерация) стало известно, что японский национальный научно-исследовательский институт авиации и космонавтики ISAS (Institute of Space and Aeronautical Science) изучает возможность создания перспективного беспилотного высокоманевренного экспериментального воздушно-космического самолета HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle).

ВКС HIMES (рис. 42) предназначается для проведения непродолжительных научных исследований на орбите и оценки техники крылатых космических аппаратов. Аппарат со стартовой массой 14,1 т рассчитан на выведение ПН массой 500 кг на околоземные орбиты высотой 300 км. Продолжительность нахождения аппарата на орбите составляет 900—1100 с. В качестве ОДУ предполагается использовать два кислородно-водородных ЖРД с высоким давлением в камере сгорания и двухпозиционными раздвижными соплами. Каждый двигатель развивает тягу 14,1 тс и обеспечивает



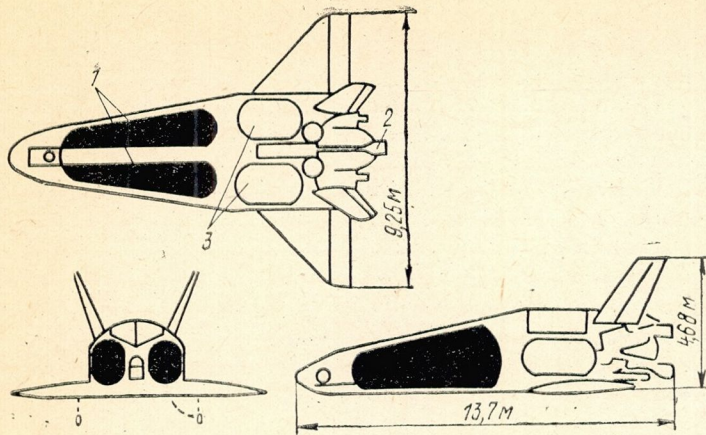


Рис. 42. Компонировочная схема ВКС HIMES:  
1—баки жидкого водорода; 2—двигательная установка; 3—баки жидкого кислорода

ее дросселирование в пределах от 40 до 105% расчетного уровня. Топливо будет размещаться во внутрифюзеляжных баках многолепестковой формы.

В процессе исследования концепции ВКС HIMES рассматривалось несколько схем его применения.

Первой схемой предусматривается выключение двигателей через 130 с полета после старта, пассивный полет с последующим разворотом, повторное включение двигателей и выведение ВКС на высоту 100 км для выполнения в течение 50 с полета по суборбитальной траектории с имитацией невесомости. Затем ВКС ориентируется по направлению к Земле, осуществляет в течение 60 с вход в атмосферу, выполняет маневры кабрирования и разворота для захода на посадку и приземления.

Второй схемой предусматривается выполнение полета ВКС по траектории исследовательской ракеты и достижение аппаратом максимальной высоты 300 км. Горизонтальная дальность полета от места старта до начала возвращения ВКС на СПК может составить 140 км. Возвращение аппарата на СПК осуществляется с работающими двигателями.

Согласно третьей схеме предусматривается выполнение испытательного полета на большую даль-

ность для моделирования возвращения крылатого аппарата с околоземной орбиты. После достижения максимальной высоты 125 км осуществляется разгон ВКС для входа в атмосферу и планирующего спуска в район посадки, находящийся в 2030 км от места старта.

Японские специалисты считают, что создание ВКС HIMES возможно на основе имеющегося в стране научно-технического задела и рассматривают его как промежуточный этап в создании крупногабаритного многоразового одноступенчатого трансатмосферного аппарата, более экономичного при выведении спутников на низкие околоземные орбиты по сравнению с одноразовыми РН.

Расчетная стоимость одного запуска и послеполетного восстановительного ремонта ВКС HIMES оценивается в 360 тыс. долл. [65, 66].

В 1986 г. Япония приступила к разработке трех новых РН одноразового применения, а также к уточнению концепций перспективных спутников, космических платформ и ВКС, который может поступить в эксплуатацию в конце 1990-х годов. Японские РН Н-1 и Н-П, создаваемые национальным управлением космических исследований NASDA (National Space Development Agency), обеспечат выведение на орбиты 10 разрабатываемых перспективных спутников и других космических аппаратов. Ракета-носитель Н-1 рассчитана на выведение на геосинхронную орбиту ПН массой 0,55 т, РН Н-П—массой 2,7 т, а РН М-3S-2—массой 0,7 т. Первый пуск РН Н-1 планировался на август 1986 г., а поступление РН Н-П в эксплуатацию намечается в 1992 г. [67].

В 1986 ф. г. японский комитет по космическим исследованиям выделил 85 тыс. долл. на программу изучения возможности создания пилотируемого или беспилотного ВКС (с вертикальным стартом с помощью новых РН и горизонтальной посадкой) и последующего исследования концепции ВКС в течение 6—7 лет. Общая стоимость программы создания ВКС оценивается в 10—20 млрд. долл. [68].

Работы в области перспективных ВКС предполагаются проводить в три этапа (рис. 43).

На первом этапе предусматривается проведение предварительных исследований и начальных испытаний и создание в конечном итоге малоразмерно-

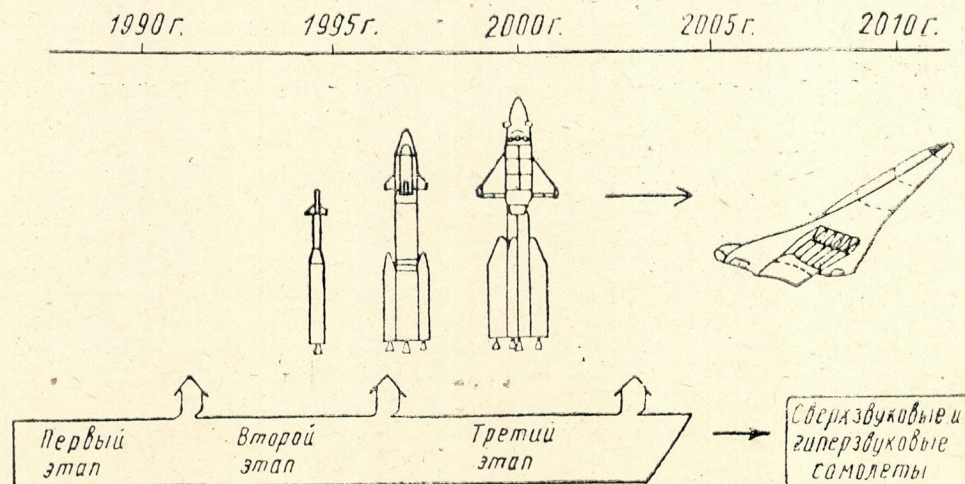


Рис. 43. Предполагаемый график проведения в Японии НИОКР по технике перспективных воздушно-космических аппаратов



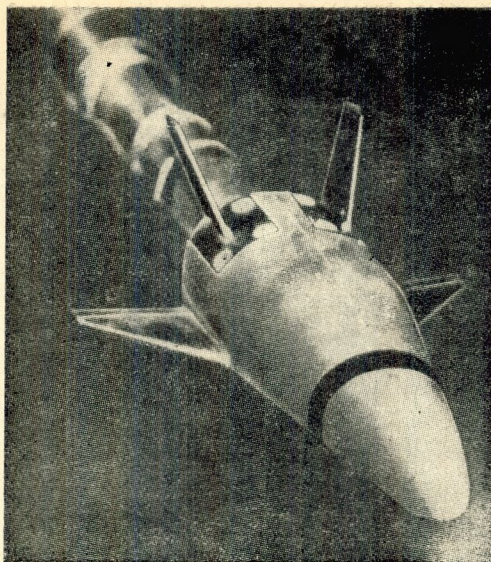


Рис. 44. Модель ВКС для испытаний в АДТ

го беспилотного крылатого экспериментального аппарата, запускаемого РН Н-1. Первый запуск аппарата предполагается в 1991 г. [67].

В рамках программы предварительных исследований летом 1986 г. проводились испытания уменьшенных моделей японского ВКС, подвешивавшихся под вертолетом. Задача испытаний заключалась в определении дозвуковых летно-технических характеристик модели перед началом ее испытаний на сброс. Кроме того, фирма Мицубиси под руководством института ISAS проводила исследования модели ВКС (рис. 44) в АДТ при  $M \leq 4$  [69, 70].

На втором этапе начиная с 1995 г. предполагается создание более крупногабаритного ВКС, запускаемого с помощью РН Н-11 с несколькими стартовыми твердотопливными ускорителями. В конце 1990-х годов могут начаться летные испытания моделей более крупных пилотируемых аппаратов, оснащенных воздушно-реактивными двигателями типа ГПВРД.

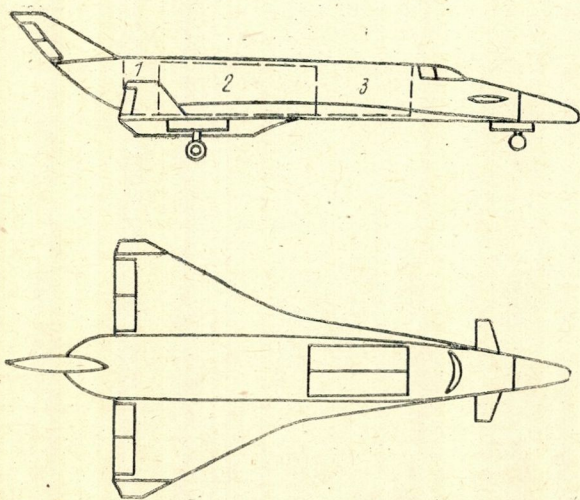


Рис. 45. Концепция перспективного японского ВКС лаборатории NAL:  
1—отсек жидкого кислорода; 2—отсек жидкого водорода; 3—отсек ПН

На третьем этапе после 2000 г. возможно создание транспортных ВКС с подфюзеляжной интегральной ДУ [67].

Правительство и авиационно-космическая промышленность Японии считают, что американская национальная программа создания перспективного ВКС NASP потребует международного сотрудничества и в связи с этим готовятся к возможному участию в этой программе.

Например, специалисты фирмы Мицубиси ведут работы над двигателем на жидком водороде, использующем криогенную технику и рассчитанным для полета при числах  $M \geq 7$ . Концепция такого двигателя базируется на ВРД длиной 15,2 м и диаметром 4,3 м, развивающем тягу  $\sim 500$  тс. По мнению представителей фирмы, стоимость разработки двигателя составит примерно 570 млн. долл., а стоимость одного серийного двигателя 29 млн. долл.

Наряду с этим японская национальная авиационно-космическая лаборатория NAL (National Aerospace Laboratory) приступила к предварительным исследованиям некоторых ключевых областей техники, включая теплозащиту, новые материалы и двигатели, обеспечивающих создание гиперзвуковых летательных аппаратов и перспективных ВРД [71, 72].

Лаборатория NAL изучает различные концепции перспективных ВКС многократного применения. Одна из концепций (рис. 45) предусматривает создание аппарата с отсеком ПН за кабиной экипажа, баком жидкого водорода в средней и баком жидкого кислорода в хвостовой части фюзеляжа [69]. Другой концепцией предусматривается изучение гипотетического аппарата с горизонтальными стартом и посадкой. Аппарат имеет схему с треугольным крылом двойной стреловидности, разнесенным двухкилевым оперением и ПГО. Его предполагается оснастить комбинированным ТРПД, работающим в режимах ГПВРД и кислородно-водородного ЖРД, который обеспечит скорость полета, соответствующую  $M = 25$ .

В рамках общества японских авиационно-космических фирм ученые и специалисты намереваются создать специальный комитет и начать широкомасштабные исследования концепции ВКС при правительственном финансировании [72].

В 1986 г. японское правительство выделило ассигнования в сумме 200 тыс. долл. на изучение концепций двух аппаратов типа ОС МВКА «Спейс Шаттл», в том числе сначала малоразмерного беспилотного аппарата, а затем — большого аппарата массой 15—20 т с экипажем из четырех космонавтов. Запуск этих аппаратов предполагается с помощью РН Н-11 [73].

В конце 1986 г. при управлении по науке и технике Японии была образована рабочая группа перспективного планирования для выработки рекомендаций по разработке японского ВКС. В отчете группы, который предполагалось представить в 1987 г., должны быть рассмотрены такие вопросы как тенденции развития ВКС, выбор наиболее приемлемой для Японии концепции ВКС, рекомендации по преодолению технических трудностей в ходе разработки воздушно-космического аппарата, возможность международного сотрудничества в обла-



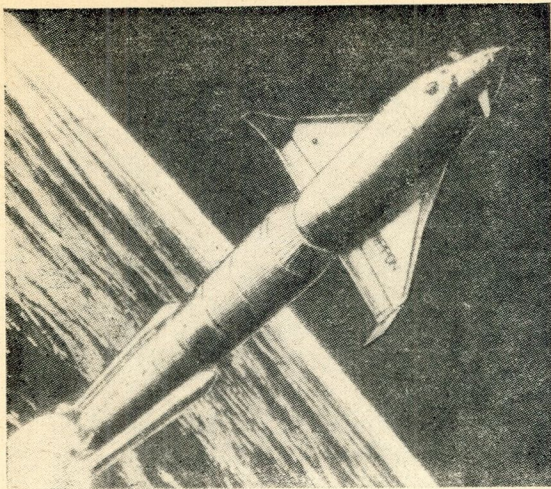


Рис. 46. Концепция перспективного ВКС «Хоуп» с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой

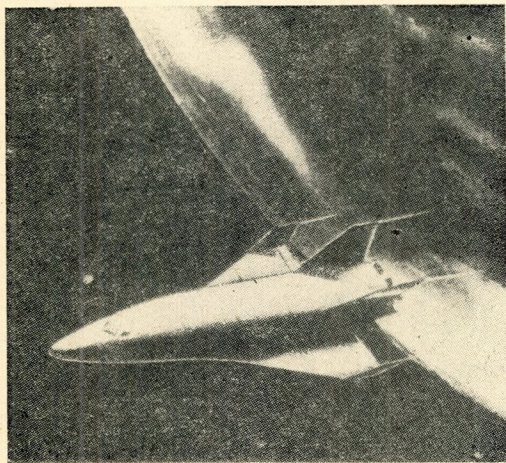


Рис. 47. Концепция перспективного пилотируемого ВКС с горизонтальными стартом и посадкой

сти разработки воздушно-космических аппаратов [70].

По данным на июль 1987 г., из общей суммы 40 млн. долл., запрашиваемых на японскую программу космических исследований, 15 млн. долл. предполагается выделить на подготовительные работы по программе создания малоразмерного беспилотного ВКС «Хоуп» (рис. 46) и крупногабаритного пилотируемого ВКС (рис. 47) типа английско-го ВКС «Хотол».

Малоразмерный беспилотный ВКС «Хоуп» предназначается для выведения ПН массой 3 т на низкую околоземную орбиту и, кроме того, сможет использоваться в качестве малоразмерной автоматической космической лаборатории. Этот аппарат длиной 12 м с размахом крыла 10 м и стартовой массой 10 т рассчитан на запуск РН Н-II и может поступить в эксплуатацию в 1995 г. после завершения испытаний по планированию в атмосфере в 1991 г. и испытаний по отработке входа в атмосферу и посадки в 1993 г.

Крупногабаритный пилотируемый ВКС с горизонтальными стартом и посадкой, оснащенный комбинированной ДУ из ВРД различных типов, может поступить в эксплуатацию в начале XXI в.

От создания в ближайшее время пилотируемого варианта ВКС «Хоуп» типа французского ВКС «Гермес» отказались, пока не будет достигнут определенный технический прогресс в этой области. В соответствии с существующим планом в 1995 г. предполагается запуск на орбиту масштабной модели этого аппарата, после чего в конце 1990-х годов последует запуск пилотируемого аппарата с помощью РН Н-II. В зависимости от выбранного варианта аппарата его стартовая масса составит 10—20 т [74].

1. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 7/IV, N 14, p. 29.
2. Aerospace America, 1986, v. 24, XII, N 12, p. 1.
3. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 3/IX, N 10, p. 245.
4. Spaceflight, 1984, v. 26, XI, N 11, p. 396.
5. International Defense Review, 1984, v. 17, XI, N 11, p. 1694.
6. Air et Cosmos, 1986, 20/XII, N 1122, p. 29—32.
7. Flight International, 1987, v. 132, 10/X, N 4083, p. 31—32.
8. Technology Review, 1986, v. 89, VIII—IX, N 6, p. 30.
9. Flight International, 1984, v. 126, 1/IX, N 3923, p. 17.
10. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 123, 16/XII, N 24, p. 16.
11. Interavia Air Letter, 1986, 1/IV, N 10969, p. 6.
12. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 31/III, N 13, p. 15.
13. Aviation Week and Space Technology, 1987, v. 126, 27/IV, N 17, p. 32—33.
14. Interavia Air Letter, 1987, 9/X, N 11349, p. 7.
15. Aerospace Daily, 1987, v. 142, 12/V, N 30, p. 237.
16. Aerospace Daily, 1987, v. 142, 8/V, N 28, p. 223.
17. High Technology, 1986, v. 6, VII, N 7, p. 46—51.
18. Hearing before the Subcommittee on Transportation, Aviation and Materials of the Committee on Science and Technology\* U. S. House of Representatives. 1985, 24/VII, N 21. 99-th congress.
19. High Technology, 1985, v. 5, XII, N 12, p. 62.
20. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 123, 14/X, N 15, p. 57—65.
21. Aerospace Daily, 1987, v. 141, 12/III, N 47, p. 372.
22. L'Aeronautique et L'Astronautique, 1983, VIII, N 99, p. 56—62.
23. Flight International, 1985, v. 128, 30/IX, N 3988, p. 24—27.
24. Air et Cosmos, 1985, 25/V, N 1050, p. 40—41.
25. Interavia Air Letter, 1986, 24/X, N 11112, p. 7.
26. Air et Cosmos, 1985, 26/X, N 1067, p. 41—44.
27. Air et Cosmos, 1986, 5/VI, N 1103, p. 36—37.
28. Air et Cosmos, 1987, 21/III, N 1135, p. 50—51.
29. Interavia Air Letter, 1987, 24/III, N 11213, p. 2.
30. Flight International, 1987, 28/III, v. 131, N 4055, p. 136.
31. Interavia Aerospace Review, 1987, v. 42, VIII, N 8, p. 845—847.
32. L'Aeronautique et L'Astronautique, 1987, II—III, N 123—124, p. 74—81.
33. Air et Cosmos, 6/VI, N 1146, p. 33.
34. Aviation Week and Space Technology, 1987, v. 126, 30/III, N 13, p. 26.
35. Flight International, 1987, v. 131, 16/V, N 4062, p. 48.
36. Air et Cosmos, 1987, 14/III, N 1134, p. 25.
37. Flight International, 1987, v. 131, 4/VII, N 4069, p. 1.
38. Flight International, 1986, v. 129, 1/III, N 4000, p. 38, 40.
39. Show Daily, 1985, 5/VI, p. 1, 6, 7.
40. Air Force Magazine, 1984, v. 67, N 4, p. 25, 26.
41. Show Daily, 1985, 2/VI, p. 3.
42. New Scientist, 1987, v. 114, 18/VI, N 1565, p. 29.
43. Interavia Air Letter, 1987, 25/VI, N 11274, p. 4.
44. Flight International, 1986, v. 130, 20/XII, N 4042, p. 23.
45. Interavia Aerospace Review, 1985, v. 40, II, N 2, p. 106.
46. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 122, 3/VI, N 22, p. 356—357.



47. Air et Cosmos, 1986, 3/V, N 1094, p. 38.  
 48. Air et Cosmos, 1986, 6/IX, N 1107, p. 46.  
 49. Interavia Air Letter, 1986, 9/IX, N 11080, p. 6.  
 50. Spaceflight, 1987, v. 29, III, N 3, p. 90—91.  
 51. Popular Science, 1986, v. 228, N 5, p. 74.  
 52. Air et Cosmos, 1986, 15/II, N 1083, p. 67.  
 53. Show Daily, 1985, 31/V, p. 28.  
 54. Flight International, 1986, v. 130, 3/XII, N 4041, p. 20.  
 55. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 24/II, N 8, p. 62.  
 56. Interavia Air Letter, 1986, 20/V, N 11001, p. 6.  
 57. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 16/VI, N 24, p. 15.  
 58. Flight International, 1986, v. 130, 30/VIII, N 4026, p. 60.  
 59. Flight Show Daily, 1986, 2/IX, N 3, p. 36.  
 60. Flight International, 1986, v. 130, 13/IX, N 4028, p. 62.  
 61. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 9/VI, N 23, p. 89.  
 62. Aviation Week and Space Technology, 1987, v. 126, 15/VI, N 24, p. 164.  
 63. MBB International, 1987, VI, p. 9.  
 64. Flight International, 1982, v. 121, 12/VI, N 3814, p. 1569.
65. Interavia Aerospace Review, 1985, v. 40, XII, N 12, p. 1305.  
 66. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 13/I, N 2, p. 147.  
 67. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 125, 14/VII, N 2, p. 21, 60.  
 68. Aviation Week and Space Technology, 1985, v. 123, 26/VIII, N 8, p. 20.  
 69. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 125, 21/VII, N 3, p. 92.  
 70. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 125, 24/XI, N 21, p. 28.  
 71. Aviation Week and Space Technology, 1986, v. 124, 28/IV, N 17, p. 28.  
 72. Farnborough Show Daily, 1986, 1/IX, p. 4.  
 73. Flight International, 1986, v. 129, 7/VI, N 4014, p. 3.  
 74. Flight International, 1987, v. 132, 11/VII, N 4070, p. 46.

Референт А. Н. Волкова.

Редактор Н. Н. Новичков.



„ТИ“, ЦАГИ, 1988, № 13, 1—27.

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

Технический редактор **О. В. Рожкова**

Корректор **Л. В. Морозова**

Сдано в набор 26.05.88  
Бум. л. 1,75.

Подписано в печать 28.06.88.  
Усл. печ. л. 3,5.

Формат бумаги 60×90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>.  
Уч.-изд. л. 4,19.

Бумага типографская № 1.  
Тираж 3169 экз.

Печать высокая  
Цена 75 коп

Типография ЦАГИ. Зак. 2126.



