

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Исследования концепции перспективного двухступенчатого воздушно-космического аппарата	1
Оценка характеристик и уровня техники двигательных установок для перспективных военных многоразовых воздушно-космических аппаратов	11
Четырнадцатый орбитальный полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	21
Концепции перспективных крылатых ракет	25

*Прочт. 15.01.86г.
 по. Кабутовскому 1.11.
 по. Мосору 1.11. 27.01.86
 по. Балуйтину 2.11. 30.01.86

 прочт. 8.01.86г.*

УДК 629.782 (73)

ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

После ввода в эксплуатацию многоразового воздушно-космического аппарата МВКА «Спейс Шаттл» американские специалисты активно исследуют концепции перспективных полностью возвращаемых одно- и двухступенчатых транспортных космических систем с более высокой экономической эффективностью.

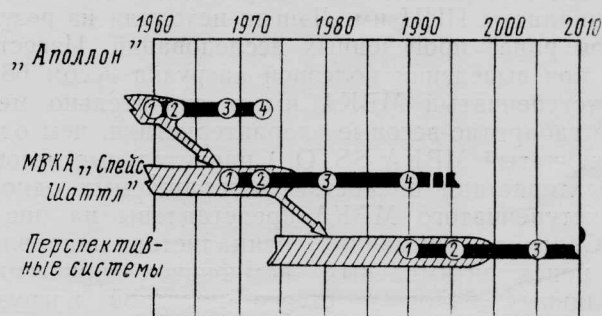
На рис. 1 показаны основные этапы важнейших космических программ США. Период времени от начала исследований до ввода в эксплуатацию космического аппарата «Аполлон» и МВКА «Спейс Шаттл» составляет около 10 лет. Продолжительность разработки перспективного МВКА вероятно достигнет 15 лет при условии, что к созданию необходимой технической базы приступят уже в настоящее время. Этим постоянно занимается отдел авиационно-космической техники NASA. Работы ведутся совместно с научно-исследовательским центром (НИЦ) им. Лэнгли по программе FSTS (Future Space Transportation System), разработка которой ведется с октября 1981 г. Главная ее цель — создание новых воздушно-космических аппаратов после 2000 г.

Программа FSTS предусматривает решение следующих задач: определение концепций более экономичных перспективных МВКА с улучшенными летно-техническими характеристиками и оценка оптимальной последовательности разделения ступеней; определение требований к перспективной технике в таких областях, как конструкция, топливные баки, теплозащита, аэротермодинамика и т. д.; анализ несущих компоновок из термоконструкционных материалов [1].

В предыдущие годы основное внимание уделялось исследованиям полностью возвращаемых одноступенчатых МВКА SSTO (Single Stage-to-Orbit), рассчитанных на выведение полезной нагрузки весом 29,5 тс*. Концепции одноступенчатых МВКА являются наиболее предпочтительными, так как обеспечивают эффективное решение многих задач по транспортировке грузов на околоземные орбиты. В то же время для создания аппаратов SSTO необходим очень высокий уровень развития техники.

* Подробнее об исследованиях концепций одноступенчатых МВКА SSTO см. «ТИ» № 1—2, 1981 г. *Прим реф.*

В связи с этим специалисты НИЦ им. Лэнгли провели исследование концепции полностью возвращаемого двухступенчатого МВКА, использующего перспективные конструкции, материалы и двигательную установку. Требования к выполняемым полетам разрабатывались для двухступенчатого МВКА на основе моделей полетов МВКА «Спейс Шаттл». Предусматривалось, что аппарат будет



1—начало исследований; 2—принятие решения о разработке; 3—начальная оперативная готовность; 4—окончание программы; штриховка — подготовка технической базы

Рис. 1. Основные этапы важнейших космических программ США

эксплуатироваться в 2005—2020 гг. При весе и габаритах, незначительно превышающих соответствующие параметры МВКА «Спейс Шаттл», перспективный аппарат должен выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку длиной 27,5 м, диаметром 6,1 м и весом 68 тс.

Выбор оптимальной компоновки двухступенчатого МВКА. Анализировались возможности эксплуатации МВКА совместно с орбитальной космической станцией и межорбитальным транспортным аппаратом (МТА) OTV. (Orbital Transfer Vehicle). Предполагалось, что после выведения на низкую околоземную орбиту многие полезные нагрузки будут доставляться к космической станции, оснащенной МТА, и с помощью этого аппарата переводиться на геосинхронную орбиту. В результате анализа установлено, что вес криогенного топлива для МТА должен составлять ~3/5 веса полезной нагрузки МВКА.

При разработке первоначальной концепции аппарата применялась система автоматизированно-

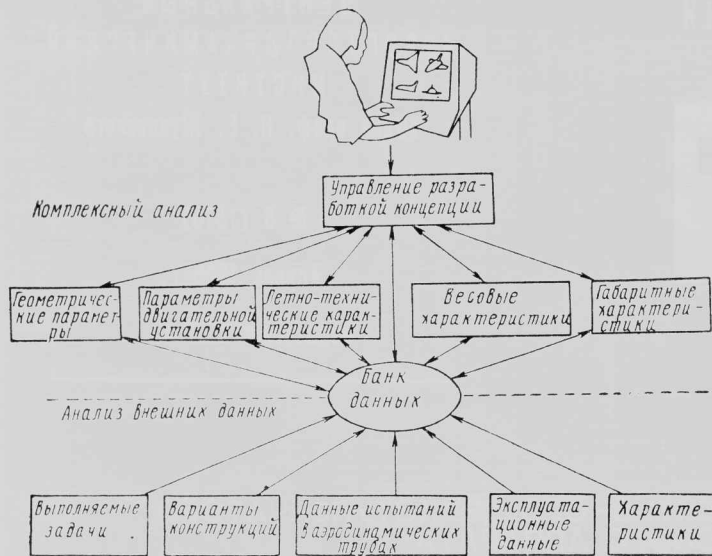
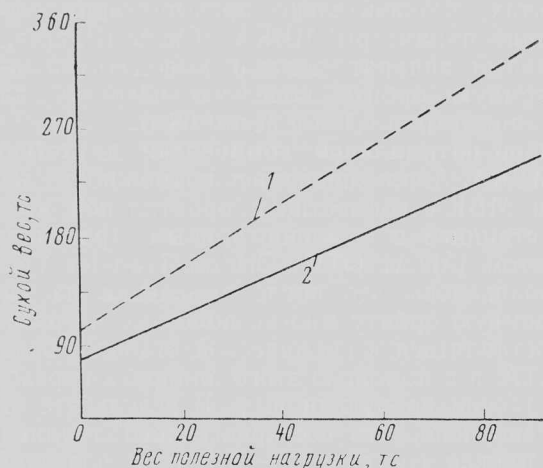


Рис. 2. Система автоматизированного проектирования воздушно-космических аппаратов AVID

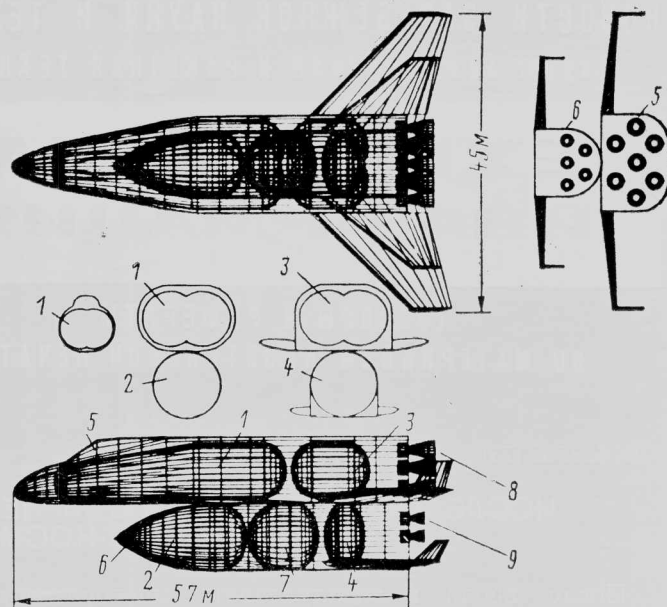
го проектирования (САПР) AVID (Aerospace Vehicle Interactive Design). Схема системы AVID, использующей дешевые мини-ЭВМ и интерактивные графические дисплеи, созданные в середине 1970-х годов, представлена на рис. 2.

При выборе концепции двухступенчатого МВКА специалисты НИЦ им. Лэнгли исходили из результатов ранее проведенных исследований. Известно, что при выведении полезной нагрузки весом 68 тс двухступенчатый МВКА имеет значительно меньшие габаритно-весовые характеристики, чем одноступенчатый МВКА SSTO. Сравнительные весовые характеристики полностью возвращаемых одно- и двухступенчатого МВКА представлены на рис. 3.

Основное внимание специалистов направлено на поиск оптимальных компонентов криогенных топливных баков и отсека полезной нагрузки. В летном варианте МВКА грузовой отсек должен быть расположен около центра тяжести аппарата для обеспечения устойчивости и управляемости с полезной нагрузкой или без нее. В случае применения несущего отсека полезной нагрузки, аналогичного грузовому отсеку воздушно-космическо-



1—одноступенчатый МВКА; 2—двухступенчатый МВКА
Рис. 3. Сравнительные весовые характеристики полностью возвращаемых одноступенчатого и двухступенчатого МВКА



1—бак жидкого водорода ВКС; 2—бак жидкого водорода разгонщика; 3—бак жидкого кислорода ВКС; 4—бак углеводородного горючего (RP-1) разгонщика; 5—ВКС; 6—разгонщик; 7—бак жидкого кислорода разгонщика; 8—двигательная установка ВКС (семь кислородно-водородных ЖРД); 9—двигательная установка разгонщика (пять кислородно-водородно-углеводородных ЖРД)

Рис. 4. Схема перспективного двухступенчатого МВКА

го самолета (ВКС) МВКА «Спейс Шаттл», на форму и габариты транспортируемых изделий накладывались бы определенные ограничения. Комплексирование полезной нагрузки также усложнялось бы. При разработке ВКС МВКА «Спейс Шаттл» на этапе В предлагалось несколько концепций аппарата с отсеком полезной нагрузки, размещенным между передними баками жидкого кислорода сложной конфигурации и сверхпрочной конструкцией задней части фюзеляжа*. В более поздний период разрабатывалась концепция одноступенчатого МВКА с несущими топливными баками сложной конфигурации и отсеком полезной нагрузки, расположенным на фюзеляже аппарата. Длина этого отсека ограничивалась килем МВКА. В последних исследованиях концепции ВКС большой грузоподъемности предусматривалось соосное расположение отсека полезной нагрузки и облегченных цилиндрических топливных баков.

При разработке перспективного двухступенчатого МВКА по программе FSTS специалисты НИЦ им. Лэнгли использовали научно-технический задел, накопленный в предыдущих исследованиях. Схема двухступенчатого МВКА представлена на рис. 4.

Габаритно-весовые характеристики перспективного двухступенчатого МВКА

Длина ВКС	57 м
Размах крыла	45 м
<i>Вес</i>	
Стартовый вес МВКА	2 221 279 кгс
Стартовый вес ВКС	1 246 039 "
Стартовый вес разгонщика	975 240 "
Сухой вес МВКА	206 842 "
Сухой вес ВКС	130 183 "
Сухой вес разгонщика	76 658 "

* Подробнее о разработке ВКС МВКА «Спейс Шаттл» на этапе В см. «ТИ» № 14, 1979 г. Прим. реф.

Характеристики двигательных установок ВКС и разгонщика перспективного двухступенчатого МВКА

Число основных кислородно-водородных ЖРД ВКС	7
Тяга одного ЖРД на уровне моря	204 тс
Удельный импульс ЖРД в вакууме	465 с
Степень расширения двухпозиционного раздвижного сопла	50/150
Число основных ЖРД на двух видах горючего для разгонщика	5
Тяга одного ЖРД на уровне моря	288 тс
Степень расширения сопла	50
Удельный импульс ЖРД в вакууме	355 с

Полезная нагрузка различных габаритов должна устанавливаться на фюзеляже ВКС под съемным обтекателем (рис. 5). Вместе с полезной нагрузкой под обтекателем размещаются все вспомогательные подсистемы, обеспечивающие работу выводимых на орбиту изделий: бортовое радиоэлектронное оборудование, источники электропитания и система терморегулирования.

Предлагаемая компоновка отсека полезной нагрузки не усложняет ее обслуживание на земле и в орбитальном полете. Неисправные изделия могут легко сниматься и заменяться на стартовой площадке. Концепция отделяемого отсека полезной нагрузки предусматривает его универсальность. Для изделий большой длины может применяться обтекатель, обеспечивающий их установку через откидывающуюся заднюю часть. Для нескольких спутников планируется обтекатель со специальными створками, через которые спутники смогут выводиться на орбиту. Обтекатели могут также использоваться в качестве элементов космических конструкций. В этом случае они будут оснащены специальными стыковочными узлами.

Специалисты анализировали влияние съемного обкателя на аэродинамические характеристики двухступенчатого МВКА при выведении на орбиту. Для испытаний в универсальной аэродинамической трубе (АДТ) НИЦ им. Лэнгли применялась модель аппарата, выполненная в масштабе 0,011. Испытания проводились при скоростях, соответствующих числам $M=1,6 \div 4,6$. Полученные результаты показали, что обтекатель наибольших габаритов уменьшает путевую устойчивость аппарата на 15% при числе $M=4,6$ и на 50% при числе $M=1,6$. Крупногабаритный обтекатель при предельных сверхзвуковых числах M уменьшает максимальное аэродинамическое качество МВКА с 2,15 до 2,0. Теплозащитная оболочка из углерода, армирован-

ного углеродным волокном, позволит МВКА выдерживать высокие температуры в полете с небольшими углами атаки, при которых обеспечивается максимальное аэродинамическое качество аппарата и достигается заданная боковая дальность.

ВКС оснащен смещенным назад низкорасположенным крылом. Аналогично большинству концепций перспективных МВКА, ВКС двухступенчатого аппарата, разрабатываемого по программе FSTS, перед входом в атмосферу будет иметь крайнюю заднюю центровку. Это связано с тем, что в передней части фюзеляжа находятся легкие топливные баки, а в хвостовом отсеке расположена двигательная установка большого веса.

При крайней задней центровке киль имел бы очень небольшое плечо для создания эффективного стабилизирующего момента. Кроме того, при спуске в атмосфере с большими углами атаки будет происходить затенение киля фюзеляжем ВКС. Поэтому вместо киля в качестве стабилизаторов и поверхностей управления предлагаются небольшие концевые шайбы на крыле.

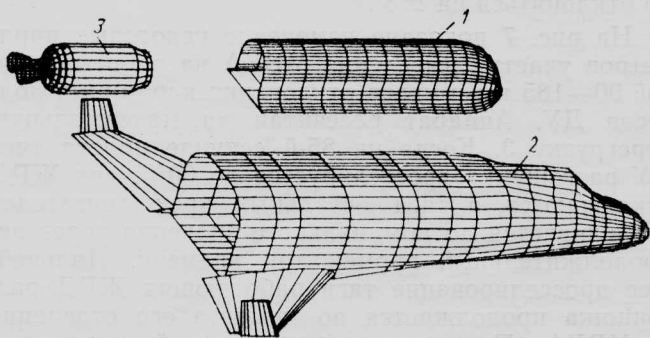
Испытания моделей двухступенчатого МВКА в АДТ показали, что при сверхзвуковых скоростях полета концевые шайбы значительно более эффективны, чем штатный киль. Кроме того, их применение обеспечивает снижение веса аппарата. В 1983 г. специалисты НИЦ им. Лэнгли исследовали возможность использования на ВКС МВКА «Спейс Шаттл» концевых шайб вместо киля. Предварительный анализ показал, что замена киля концевыми шайбами обеспечит снижение веса ВКС на 1360 кгс.

При подготовке к старту ВКС своим основанием устанавливается на верхнюю часть фюзеляжа разгонщика. Такое расположение уменьшает влияние интерференции между крыльями разгонщика и ВКС, а также обеспечивает сборку МВКА в горизонтальном положении без разворота ступеней. После завершения сборки МВКА устанавливается на стартовой площадке в вертикальном положении. При старте двигатели разгонщика и ВКС запускаются одновременно. До разделения ступеней топливо разгонщика подается в двигатели орбитального аппарата. В момент разделения ВКС имеет полный запас топлива и продолжает полет по траектории выведения. Разгонщик после отделения возвращается в зону стартового комплекса.

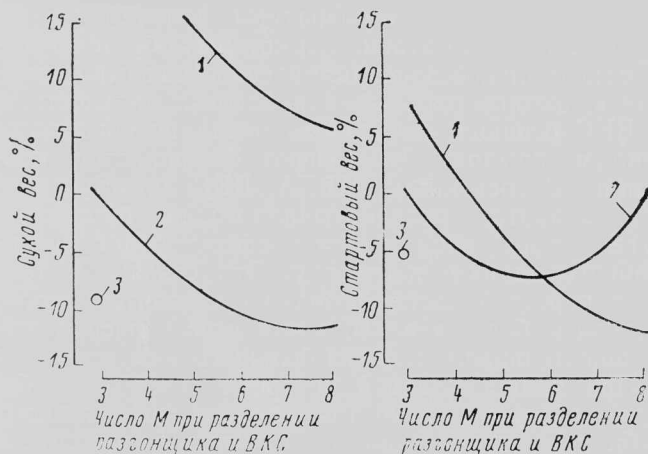
Для МВКА выбрана двухступенчатая схема с одновременной работой ступеней. Такая схема обеспечивает меньшие длину МВКА и вес разгонщика. Ее использование уменьшает также потребное число двигателей разгонщика на 50%, так как при старте одновременно работают ЖРД первой ступени и ВКС, и снижает стоимость технического обслуживания и запасных частей.

Расчет характеристик двухступенчатого МВКА проводился для двух различных типов двигательных установок (ДУ) разгонщика: модифицированных ЖРД SSME и новых кислородно-водородно-углеводородных ЖРД с газогенераторным циклом. Весовые характеристики МВКА при использовании двух различных типов ДУ представлены на рис. 6.

Модифицированные ЖРД SSME смогут развить тягу, соответствующую 120% номинального значения. Для уменьшения потерь давления при старте и увеличения удельного импульса в верхних слоях атмосферы двигатели ВКС оснащены раз-



1—съемный обтекатель полезной нагрузки; 2—ВКС; 3—межорбитальный транспортный аппарат для полезной нагрузки
Рис. 5. Концепция использования съемного обкателя полезной нагрузки на фюзеляже ВКС



1—МВКА с кислородно-водородными ЖРД; 2—МВКА с кислородно-водородно-углеводородными ЖРД с газогенераторным циклом; 3—базовый вариант аппарата без маршевых двигателей
Рис. 6. Весовые характеристики разгонщика при использовании различных типов двигательной установки

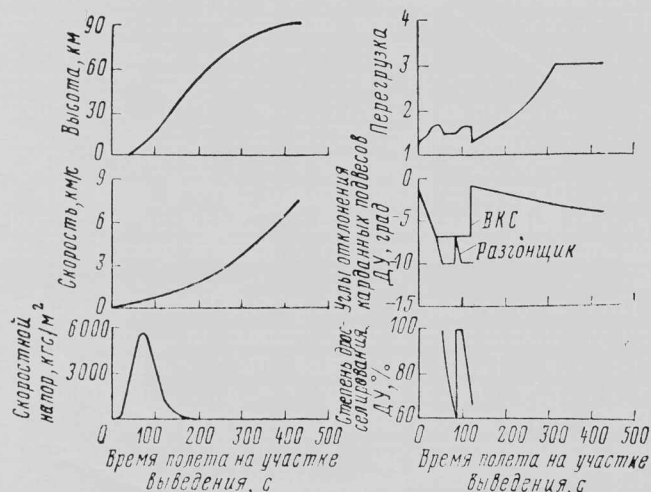


Рис. 7. Изменение параметров участка выведения на орбиты высотой 90—185 км для перспективного двухступенчатого МВКА

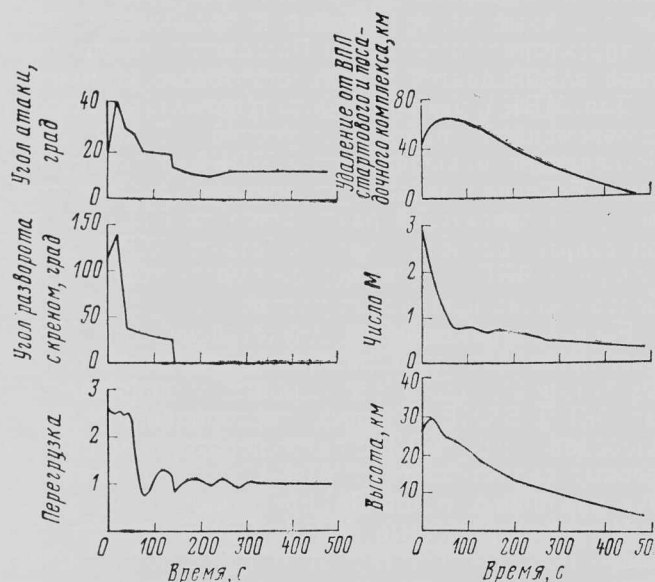


Рис. 8. Изменение параметров участка спуска разгонщика после отделения от ВКС

движными двухпозиционными соплами со степенями расширения 50 и 150.

Проводилась также оптимизация тяговооруженности МВКА на стартовом участке траектории и распределения величины тяги между ДУ разгонщика и ВКС.

Для разгонщика были выбраны кислородно-водородно-углеводородные ЖРД. Применение двигателей этого типа обеспечивает меньший сухой вес МВКА по сравнению с модифицированными кислородно-водородными ЖРД SSME. Оптимальная скорость разделения ВКС и разгонщика соответствует числу $M=3$, что уменьшает нагрев первой ступени и позволяет ей возвратиться на ВПП стартового комплекса в планирующем режиме без использования дополнительной маршевой ДУ. Планирующий режим уменьшает сухой вес аппарата на 9%.

Хотя МВКА «Спейс Шаттл» может быть отнесен к классу аппаратов с одновременной работой ступеней, возможность создания перспективного, полностью сохраняемого двухступенчатого аппарата такого типа должна еще быть подтверждена. Это связано с большим боковым смещением центровки двухступенчатого аппарата на участке выведения, необходимостью возвращения крылатого разгонщика на ВПП стартового и посадочного комплекса (СПК), разработкой оптимального способа аварийного прекращения полета МВКА.

При одновременной работе ступеней большое смещение центровки МВКА вызвано подачей топлива из баков разгонщика в двигатели ВКС до момента разделения ступеней. При старте обе ступени полностью заправлены топливом, но при разделении ВКС имеет максимальный стартовый вес, а разгонщик — конечный вес в момент выгорания топлива. Если при старте центр тяжести МВКА расположен примерно между ВКС и разгонщиком, то при отделении разгонщика центр тяжести системы смещается в сторону ВКС на 4 м. С момента разделения ступеней и до выведения на орбиту центр тяжести ВКС смещается по направлению к обтекателю с полезной нагрузкой еще на 0,9 м.

Значительное боковое смещение центровки аппарата на участке выведения требует большого диапазона углов отклонения карданных подвесов ДУ разгонщика и ВКС. Диапазон балансирующих углов отклонения двигателей ВКС $\pm 7^\circ$, а двигателей разгонщика $\pm 10^\circ$. Кроме того, для обеспечения управления двигатели могут дополнительно отклоняться на $\pm 3^\circ$.

На рис. 7 показано изменение некоторых параметров участка выведения МВКА на орбиты высотой 90—185 км и углов отклонения карданных подвесов ДУ. Аппарат рассчитан на максимальную перегрузку 3. Когда на 85-й секунде полета тяга ДУ разгонщика дросселируется до 60%, два ЖРД отключаются, а тяга остальных трех двигателей увеличивается до номинального значения через непродолжительный промежуток времени. Дальнейшее дросселирование тяги работающих ЖРД разгонщика продолжается до момента его отделения от МВКА. При разделении ступеней карданный подвес ЖРД воздушно-космического самолета возвращается практически к исходному положению, а к моменту выведения угол отклонения подвеса ЖРД увеличивается до -4° .

На рис. 8 показано изменение некоторых параметров траектории спуска разгонщика после отделения от ВКС.

При разделении ступеней в безветренную погоду разгонщик на высоте 26 км при угле наклона траектории 30° достигает скорости, соответствующей числу $M=3$. Дальность до ВПП стартового и посадочного комплекса составляет в этот момент 40 км.

Для возвращения на СПК разгонщик после отделения переводится в режим полета с высоким аэродинамическим качеством и затем выполняет разворот с большим углом крена, когда вектор подъемной силы направлен вниз. Максимальное удаление от ВПП 63 км. Разворот длится 143 с, в течение которых скорость разгонщика уменьшается от числа $M=3$ до дозвуковой скорости, а высота снижается от 30 до 18 км. К стартовому и посадочному комплексу разгонщик выходит на высоте ~ 5 км.

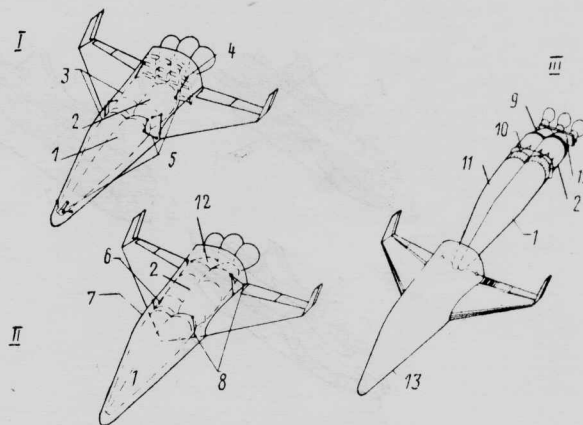
При оценке возможностей крылатого разгонщика двухступенчатого МВКА вводились дополнительные условия. Например, предполагалось, что полет МВКА на стартовом участке проходит при попутном ветре, имеющем скорость 55 км/ч. В этих условиях удаление точки разделения ступеней от места старта увеличится на 2 км. В свою очередь, разгонщик вернется к СПК на высоте 3 км.

Проводилась оценка возможности выведения ВКС на орбиту при возникновении отказов в двигательной установке. Анализ показал, что если после разделения ступеней произойдет отказ одного из ЖРД, аппарат сможет достигнуть расчетной орбиты за счет использования 7,7 тс резервного топлива. Это количество резервного топлива обеспечит выведение ВКС на орбиту даже при отказе двух ЖРД после 226 с полета. Если же отказ двух ЖРД произойдет до 226-й секунды, ВКС будет совершать полет с пятью работающими двигателями до полной выработки топлива и совершит посадку на ВПП стартового и посадочного комплекса.

Отказ одного из ЖРД разгонщика после 58-й секунды не повлияет на дальнейший полет МВКА при запасе топлива 11,3 тс. В случае отказа двух ЖРД разгонщика после 86-й секунды зона разделения ступеней достигнута не будет.

В результате исследования наиболее оптимальных компоновочных схем двухступенчатого МВКА была установлена необходимость концентрации усилий на разработке: более эффективных систем подачи криогенного топлива в условиях невесомости; кислородно-водородных ЖРД с высоким давлением в камере сгорания; конфигураций и систем управления, обеспечивающих поперечную и продольную устойчивость аппарата, а также большой диапазон центровок; оптимальных компоновок обтекателя полезной нагрузки [2].

Исследования конструкции и систем двухступенчатого МВКА. Создание экономичного воздушно-космического аппарата по программе FSTS и его ввод в эксплуатацию после 2000 г. невозможны без разработки новых материалов и конструкций. Основными критериями оценки конструкций являются вес, экономичность и эксплуатационная надежность. Для уменьшения парка МВКА и стоимости жизненного цикла (СЖЦ) конструкция долж-



I—конструкция с несущими топливными баками; II—конструкция с несущими топливными баками; III—конструкция в виде аэродинамического обтекателя типа «крыло—фюзеляж»

1—бак жидкого водорода; 2—бак жидкого кислорода; 3—отдельные несущие топливные баки из сваренных алюминиевых пластин, подкрепленные кольцевыми шпангоутами; 4—рама крепления двигательной установки с использованием несущего шпангоута; 5—шаровые узлы крепления; 6—межбаковый переходник; 7—система теплозащиты с большим сроком службы, установленная на гибких металлических штырях с зазором от основной конструкции; 8—узлы крепления крыла к конструкции баков; 9—осевые и шаровые узлы крепления ЖРД; 10—шарнирные узлы крепления; 11—конструкция топливных баков и двигательной установки; 12—конусообразная конструкция рамы крепления ЖРД; 13—конструкция планера

Рис. 9. Основные варианты конструкции ВКС двухступенчатого МВКА

на иметь длительный срок службы и обеспечивать возможность запуска аппарата в любых метеоусловиях.

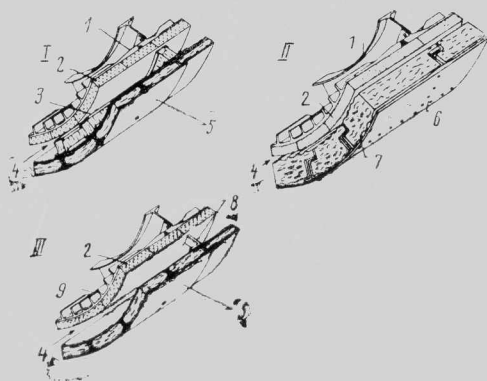
Проводилась оценка трех основных вариантов конструкции ВКС двухступенчатого МВКА (рис. 9): конструкции с несущими топливными баками, конструкции с несущими топливными баками и несущего аэродинамического обтекателя типа «крыло—фюзеляж», внутри которого на переднем и заднем узлах крепления установлены топливные баки и ДУ.

В первом варианте конструкции используются несущие баки для криогенного топлива, прикрепляемые к фюзеляжу ВКС с помощью силовых элементов с шаровыми узлами крепления. Несущий шпангоут ферменной конструкции оснащен рамой крепления основной ДУ.

Во втором варианте конструкции топливные баки образуют несущую конструкцию фюзеляжа, покрытую снаружи системой теплозащиты. Крыло пристыковано к бакам с помощью специальных подкосов-компенсаторов тепловых напряжений между холодной конструкцией фюзеляжа с несущими топливными баками криогенного топлива и нагретым крылом. Сила тяги двигателей передается на конструкцию баков непосредственно через несущую конусообразную раму крепления ДУ.

Третий вариант представляет гибридную конструкцию первых двух вариантов. Он предусматривает герметичную установку несущих топливных баков и рамы крепления ДУ в несущем аэродинамическом обтекателе типа «крыло—фюзеляж». Внутренняя конструкция крепится к обтекателю с помощью переднего и заднего узлов крепления.

Во всех трех вариантах могут использоваться конструкции из жаропрочных сплавов или теплоизолированные конструкции. В эксплуатируемом МВКА «Спейс Шаттл» и некоторых эксперимен-



I—конструкция стенки теплоизолированного несущего топливного бака; II—жаропрочная конструкция стенки несущего аэродинамического обтекателя; III—конструкция стенки теплоизолированного несущего топливного бака

1—несущий топливный криогенный бак из алюминиевого сплава 2219-T87 с ребрами жесткости; 2—двухслойная майларовая обшивка с алюминиевым наполнителем, упрочненная трехмерным стекловолокном и покрытая пенополиуретаном с закрытыми порами; 3—алюминиевый силовой набор с отогнутыми внутренними и внешними полками и гофрированными стенками, покрытый изогнутой обшивкой; 4—канал для продувки; 5—система теплозащиты с длительным ресурсом работы; 6—конструкция несущего аэродинамического обтекателя из усовершенствованного композиционного материала на основе углерода, армированного углеродным волокном; 7—волоконистая теплоизоляция; 8—узлы крепления системы теплозащиты; 9—несущий криогенный топливный бак из алюминиевого сплава 2219-T87 с ребрами жесткости

Рис. 10. Основные варианты конструкции стенок топливных баков ВКС двухступенчатого МВКА

тальных ракетных самолетах присутствуют несущие топливные баки. Несущие баки были на ракетном самолете X-15 и ракетах-носителях «Атлас», «Центавр» и «Сатурн».

На рис. 10 представлены основные варианты конструкции стенок топливных баков ВКС. В каждой конструкции есть алюминиевый топливный бак с ребрами жесткости и упрочненной криогенной теплоизоляцией из пенополиуретана с закрытыми порами.

Конструкция теплоизолированной стенки может применяться для несущего топливного бака или несущей аэродинамической обшивки (рис. 10, I). Защита корпуса от теплового нагрева обеспечивается усовершенствованной системой теплозащиты с длительным сроком службы, исследование которой в настоящее время ведется для МВКА «Спейс Шаттл». Теплозащита состоит из металлических плиток площадью 0,09 м² или из плиток площадью 0,83 м² на основе углерода, армированного углеродным волокном, и волоконистой теплоизоляции. Теплозащитные плитки могут крепиться к обшивке аппарата механическим способом с помощью байонетных замков, что исключает возникновение тепловых напряжений между системой теплозащиты и конструкцией аппарата или напряжений в системе теплозащиты от воздействующих нагрузок.

Система теплозащиты должна препятствовать нагреву теплоизоляции и конструкции топливного бака, а также корпуса аппарата выше установленных температурных пределов. Верхний температурный предел для криогенной пенопластовой теплоизоляции 80°C, для конструкции из алюминиевых сплавов ~150°C, для конструкции из оксидного графитопластика ~177°C и для компонентов из полиимидного графитопластика 315°C.

На рис. 10, III показан вариант конструкции стенки теплоизолированного топливного бака, оснащенного системой теплозащиты с длительным сроком службы. В этом варианте теплозащитное покрытие крепится не на корпусе аппарата, а на крепежных штырях с зазором от основной конструкции.

На рис. 10, II показан вариант жаропрочной конструкции стенки планера с несущими топливными баками или несущим аэродинамическим обтекателем. В этом варианте используются усовершенствованный и комбинированный композиционные материалы из углерода, армированного углеродным волокном, с большой степенью прочности.

Материал первого типа АСС-4 состоит из слоев

углеродной ткани в углеродсодержащей матрице, материал второго типа — из слоев углеродной ткани и углеродного волокна в углеродсодержащей матрице.

Усовершенствованный углерод, армированный углеродным волокном, применяемый на нижней поверхности ВКС, выдерживает максимальный нагрев ~1540°C. В то же время его разработка связана с большим техническим риском и высокой стоимостью. Объем проведенных испытаний этого материала ограничен, а опыт его использования в качестве силовой конструкции отсутствует.

Конструкции из материала АСС не имеют наружного теплозащитного покрытия. Однако для них необходима волоконистая теплоизоляция в упаковке, например микрокварц в фольге из никелевого сплава. Эта теплоизоляция расположена между наружной жаропрочной поверхностью и топливными баками и должна обеспечить приемлемый температурный режим для баков из алюминиевого сплава и криогенной пенопластовой теплоизоляции.

Все три конструкции предусматривают продувку пространства между баками и корпусом ВКС нагретым воздухом, что предотвращает льдообразование при холодной погоде во время ожидания взлета аппарата на земле.

Для металлического отсека с топливными баками выбраны подкрепляющие элементы, имеющие отогнутые внутренние и внешние полки, между которыми расположены сверхтонкие гофрированные стенки. Для сильнонагруженных конструкций из композиционных материалов (КМ) на основе графита используются слонетные материалы с сотовым наполнителем, для слабонагруженных конструкций — панели обшивки, подкрепленные стрингерами Z-образного сечения.

В конструкции панелей обшивки из углерода, армированного углеродным волокном, применяются главным образом плоские листы с уголковыми подкрепляющими элементами (рис. 10, II). Концепция несущего аэродинамического обтекателя типа «крыло—фюзеляж» предусматривает наличие в крыле лонжеронов и нервюр со стенками ферменной конструкции. Такие стенки могут выдерживать относительно большие нагрузки на срез при значительно меньшем весе по сравнению с подкрепляющими стенками обшивки с уголковыми элементами жесткости.

Разработка КМ из углерода, армированного углеродным волокном, требует проведения дополнительных исследований. При оценке трех основ-

Сравнение конструкций ВКС перспективного двухступенчатого МВКА по весовому критерию

Вариант конструкции и материалы	Конструктивная схема							
	Теплоизолированная конструкция из алюминиевого сплава с несущей обшивкой	Теплоизолированная конструкция из алюминиевого сплава с несущей обшивкой	Теплоизолированная конструкция из алюминиевого сплава с крылом из полиимидного графитопластика	Жаропрочная конструкция из усовершенствованного композиционного материала на основе углерода, армированного углеродным волокном	Теплоизолированная конструкция из алюминиевого сплава	Теплоизолированная конструкция из эпоксидного графитопластика	Теплоизолированная конструкция из полиимидного графитопластика	Жаропрочная конструкция из комбинированного композиционного материала на основе углерода, армированного углеродным волокном
Вес компонентов конструкции ВКС, кгс	Несущий топливный бак		Несущий топливный бак	Несущие топливный бак, рама крепления двигательной установки и аэродинамический обтекатель типа „крыло-фюзеляж“				
Топливный бак:	28 486	28 486	32 069	31 434	31 434	31 434	31 434	31 434
конструкция	25 628	25 628	29 211	28 576	28 576	28 576	28 576	28 576
теплоизоляция	2 858	2 858	2 858	2 858	2 858	2 858	2 858	2 858
Фюзеляж:	49 578	47 129	23 587	40 869	44 317	40 053	37 467	32 840
конструкция	35 244	32 795	8 392	30 391	29 983	21 682	21 818	22 362
система теплозащиты	14 334	14 334	15 195	10 478	14 334	18 371	15 649	10 478
Крыло:	18 144	17 600	13 472	26 762	17 600	13 200	13 018	8 981
конструкция	13 608	13 064	9 117	26 762	13 064	7 620	8 663	8 981
система теплозащиты	4 536	4 536	4 355	—	4 536	5 580	4 355	—
Конструкция рамы крепления ЖРД	13 472	13 472	4 082	4 536	4 536	4 536	4 536	4 536
Общий вес конструкции	109 680	106 687	73 210	103 601	97 887	89 223	86 455	77 791
Относительный вес конструкции	1,5	1,46	1,00	1,42	1,34	1,22	1,18	1,06
Относительная стоимость разработки и производства	1,15	1,15	1,00	1,29	1,09	1,08	1,10	1,06

ных вариантов конструкции ВКС двухступенчатого МВКА учитывались вес, продолжительность срока службы, экономичность, степень технического риска и эксплуатационной надежности.

Сравнение конструкций ВКС по весовому критерию приведено в таблице.

Внутреннее давление является основной нагрузкой, действующей на топливный бак. Для уменьшения веса цилиндрический бак разделен на две секции упругой стенкой с ребрами жесткости. Несущий топливный бак рассчитан на аналогичное внутреннее давление, но имеет меньший изгибающий момент по сравнению с баками второго и третьего вариантов конструкции ВКС (см. рис. 9). В связи с этим вес несущего бака меньше веса баков других конструкций на 10—12%. Топливные баки изготавливаются из алюминиевого сплава 2219-T87, имеющего достаточную прочность, хорошие свариваемость и совместимость с горючим и окислителем, высокую стойкость к растрескиванию.

Вес фюзеляжа второго варианта конструкции ВКС составляет 30% веса фюзеляжа первого и третьего вариантов аппарата. Это связано с тем, что несущий топливный бак одновременно является конструкцией фюзеляжа ВКС.

Для концепции ВКС с несущим аэродинамическим обтекателем более предпочтительным является использование фюзеляжа из огнеупорного КМ на основе графита. Он значительно легче конст-

рукций фюзеляжей из алюминиевого сплава, из усовершенствованного КМ на основе углерода, армированного углеродным волокном, а также жаропрочной конструкции из комбинированного материала типа углерод—углерод.

Поскольку аэродинамические нагрузки на участке спуска ВКС в атмосфере соответствуют нагрузкам на участке его выведения на орбиту, крыло аппарата может быть изготовлено из полиимидного углепластика, который легче эпоксидного графитопластика. Для крыла из эпоксидного графитопластика потребуется теплозащитное покрытие большей толщины, чем при использовании полиимидного углепластика, так как температурный предел материала первого типа 177°C, а второго — 315,5°C. Вес конструкции крыла из полиимидного углепластика составляет ~1/3 веса крыла из усовершенствованного КМ на основе углерода, армированного углеродным волокном, и ~2/3 веса крыла из комбинированного материала типа углерод—углерод.

Нагружение конструкции второго и третьего вариантов ВКС через конусообразную конструкцию рамы крепления ДУ более оптимально, чем передача нагрузки от работающих двигателей через ферменную конструкцию в первом варианте аппарата. Вес конусообразной рамы крепления ЖРД, используемой во втором и третьем вариантах, составляет около 30% веса ферменной конструкции ВКС с несущими топливными баками.

В третьем варианте аппарата с жаропрочным аэродинамическим обтекателем внутреннюю теплоизоляцию имеет только фюзеляж. Поэтому общий вес системы теплозащиты жаропрочной конструкции составляет 60% веса полностью теплозащитной конструкции.

По расчетам специалистов, предельный срок службы основной конструкции всех вариантов ВКС с теплозащитой может составить 1000 ч. Анализ механики разрушения топливных баков показал, что при возникновении каверны радиусом 1,3 мм конструкция бака может выдержать 400 циклов нагружения. Алюминиевые топливные баки для аппаратов всех конструкций должны иметь мембранную конструкцию с однослойными стенками. Продолжительность окисления композиционных материалов типа углерод—углерод рассчитана на 300 полетов, поэтому для выполнения 1000 полетов расчетную продолжительность окисления КМ этого типа необходимо увеличить в три раза. Ввиду того что циклическая долговечность криогенной теплоизоляции и систем теплозащиты с длительным рабочим ресурсом неизвестна, число испытаний должно возрасти.

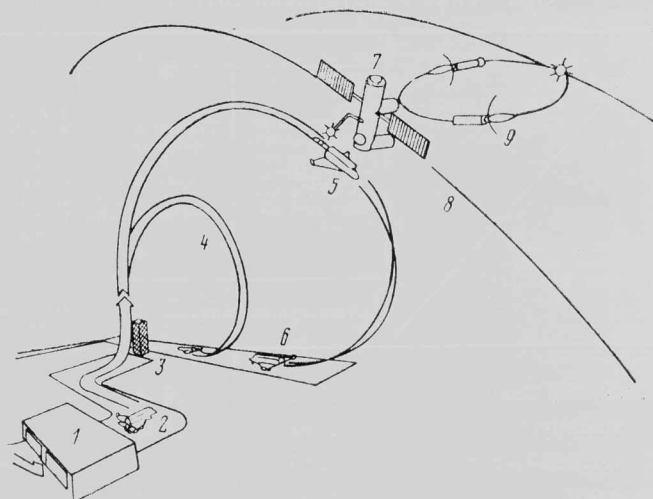
Относительная стоимость разработки и производства, а также технический риск создания жаропрочных конструкций из углерода, армированного углеродным волокном, превышают аналогичные параметры для концепций ВКС с теплозащитными покрытиями. Эти концепции предусматривают использование КМ типа углерод—углерод только в качестве теплозащитного экрана для нижних поверхностей аппарата. Однако техника КМ из углерода, армированного углеродным волокном, быстро развивается и со временем может обеспечить низкую стоимость производства и небольшой технический риск.

Двигательная установка. Один из основных этапов исследований по программе FSTS был связан с выбором ДУ для перспективного двухступенчатого МВКА. По мнению специалистов НИЦ им. Лэнгли, для МВКА в качестве основной ДУ могут использоваться модифицированные ЖРД SSME (Space Shuttle Main Engine), а в качестве ДУ орбитального маневрирования OMS (Orbital Maneuvering System) — кислородно-водородные ЖРД. Удельный импульс ЖРД OMS, работающих на жидком кислороде и жидком водороде, составит 480 с, что на 50% превышает аналогичный параметр ЖРД OMS системы «Спейс Шаттл», работающих на четырехокиси азота и монометилгидразине. Основные параметры модифицированных ЖРД SSME приведены выше.

Применение на борту ВКС жидкого кислорода и жидкого водорода для ЖРД OMS уменьшит время предстартовой подготовки аппарата к очередному запуску и опасность обращения с топливом для обслуживающего персонала на земле [3].

Моделирование жизненного цикла перспективного двухступенчатого МВКА. При анализе эксплуатационных возможностей МВКА предполагалось, что после выведения на низкую околоземную орбиту ВКС доставит полезные нагрузки к долговременной орбитальной станции (ДОС), оснащенной МТА. С помощью МТА эти нагрузки будут переводиться на геостационарную орбиту (рис. 11).

Для моделирования жизненного цикла МВКА специалисты НИЦ им. Лэнгли разработали спе-



1—монтажно-испытательный корпус; 2—собранный МВКА; 3—стартовый и посадочный корпус (СПК); 4—возвращение разгонщика на СПК; 5—ВКС; 6—возвращение ВКС на СПК; 7—долговременная орбитальная станция; 8—низкая околоземная орбита; 9—МТА; 10—геостационарная орбита

Рис. 11. Схема эксплуатации перспективного двухступенчатого МВКА

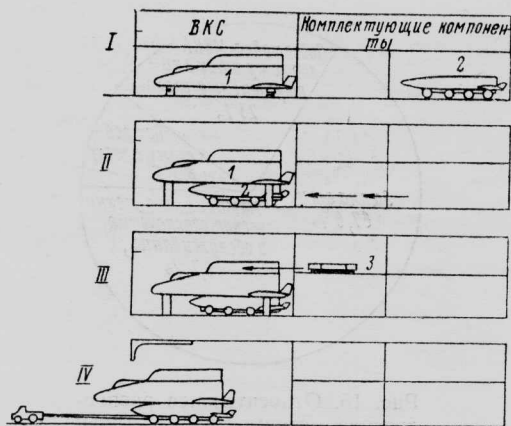
циальную дискретную модель. Первоочередными задачами моделирования считались: оценка оптимального количества МВКА для выполнения задачи; определение основных ресурсов для обеспечения полетов МВКА и влияния времени наземного обслуживания; оценка влияния полета орбитальной станции на время подготовки МВКА к очередному запуску; определение влияния ограничений, накладываемых на период возможного запуска МВКА в зависимости от параметров орбиты станции.

Модель жизненного цикла разрабатывалась на основе машинного языка SLAM (Simulation Language for Alternative Modeling).

Перспективный МВКА должен выполнять более ограниченный круг задач, чем МВКА «Спейс Шаттл», который наряду с транспортировкой грузов предназначен для проведения научных экспериментов и может находиться на орбите сравнительно продолжительное время. Концепция перспективного аппарата предусматривает проведение научных экспериментов на борту ДОС и сокращение времени пребывания на орбите до 2 суток. Полностью многократное применение уменьшает продолжительность предстартовой подготовки МВКА.

Подготовка к полету разгонщиков и ВКС осуществляется одновременно в двух ангарах монтажно-испытательного корпуса (МИК). Верхний этаж корпуса используется для размещения полезной нагрузки и хранения комплектующих компонентов (рис. 12). Сборка МВКА производится в горизонтальном положении, после чего он буксируется на стартовую площадку, устанавливается в вертикальное положение и запускается на орбиту.

Параметры орбиты ДОС существенно влияют на эксплуатационные характеристики МВКА. Для обеспечения быстрой встречи с ДОС при минимальном расходе топлива запуск аппарата должен производиться в период «стартового окна», когда стартовый комплекс оказывается в плоскости орбиты станции, т. е. когда плоскости орбит станции и стартового аппарата будут компланарными.



I—подготовка ВКС и разгонщика; II—стыковка разгонщика с ВКС; III—установка грузов под обтекателем полезной нагрузки; IV—транспортировка собранного МВКА на стартовую площадку 1—ВКС со съемным обтекателем полезной нагрузки; 2—разгонщик; 3—полезная нагрузка на поддонах, устанавливаемых под обтекателем ВКС

Рис. 12. Последовательность горизонтальной сборки перспективного МВКА в монтажно-испытательном корпусе

Оптимальных условий встречи МВКА и ДОС можно достигнуть только за счет компланарных орбит сближения.

Чтобы иметь возможность запуска с мыса Канаверал двух МВКА в сутки, для ДОС выбрана орбита высотой 486 км и наклоном 31° . В этом случае наклонение орбиты превышает широту места старта аппарата.

Ликвидация некомпланарности плоскостей орбит МВКА и ДОС, или, другими словами, расширение диапазона времени запуска аппарата, представляет сложную техническую задачу. Для ее решения МВКА должен иметь, с одной стороны, большой запас топлива, а с другой — его система управления, наземные службы обеспечения полета, математический аппарат алгоритмов траекторий запуска и выведения должны быть достаточно гибкими и точными.

За счет импульса скорости МВКА ~ 76 м/с ликвидация угла некомпланарности орбит может быть обеспечена только тогда, когда запуск аппарата производится с незначительной задержкой от времени совпадения места старта и плоскости орбиты ДОС. Продолжительность каждого «стартового окна» составляет 11—12 мин.

Если полет МВКА по каким-либо причинам не начинается в период первого «стартового окна», то через 3,4 ч имеется вторая возможность запуска аппарата (рис. 13).

При компланарных орбитах сближений МВКА и ДОС можно применять стандартизованные траектории выведения. Точка старта из-за вращения Земли вокруг своей оси дважды в сутки пересекает плоскость орбиты станции. При этом создаются соответственно две временные возможности запуска МВКА. Вначале МВКА выходит на эллиптическую орбиту с параметрами 90×185 км. Если запуск МВКА происходил в расчетное время, то в апогее орбиты включается система орбитального маневрирования и аппарат переходит на орбиту с параметрами 185×486 км. Затем новым импульсом МВКА переводится на круговую монтажную орбиту высотой 486 км.

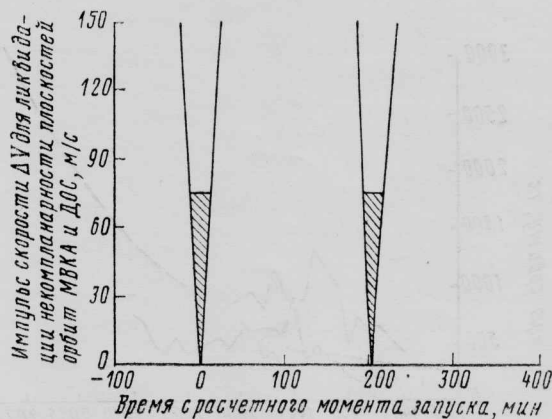


Рис. 13. Зависимость продолжительности «стартовых окон» для МВКА от импульса скорости (высота орбиты 486 км, наклонение орбиты 31° ; штриховкой показано «стартовое окно»)

При запуске с задержкой первым импульсом формируется круговая орбита для изменения фазового рассогласования между МВКА и ДОС. После достижения требуемого положения МВКА переводится на промежуточную орбиту, а затем на монтажную орбиту для стыковки со станцией.

Операции на орбитальной станции влияют на частоту запусков МВКА. Если на станции не удалось обработать предыдущие грузы до момента готовности аппарата к очередному запуску, то полет откладывается до того времени, пока все грузы не будут переведены на геостационарную орбиту.

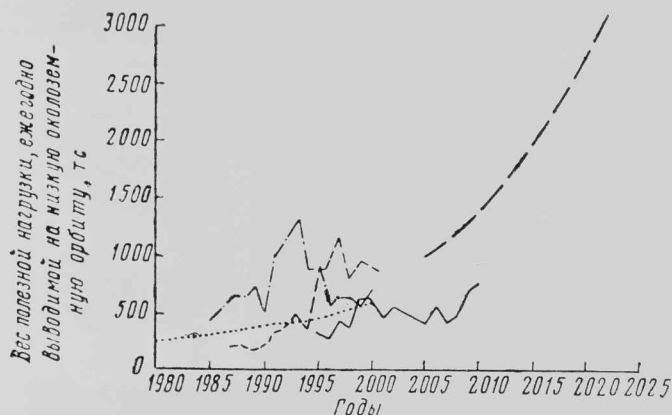
За счет боковой дальности ~ 2000 км обеспечивается посадка ВКС в космическом центре им. Кеннеди. При штатном полете обработка тормозного импульса может производиться с момента завершения 12-го витка до завершения 18-го витка. В зависимости от условий старта и витка, выбранного для посадки, работа экипажа МВКА на станции может продолжаться в течение 11—29 ч.

На частоту полетов МВКА также влияют: высота и наклонение орбиты ДОС, уменьшение высоты полета станции и необходимость ее дозаправки топливом, количество топлива для обеспечения полетов МТА.

В соответствии с моделью жизненного цикла транспортной космической системы FSTS для доставки всех запланированных полезных грузов на орбиту с наклоном 31° и высотой 486 км потребуется 370 полетов в течение 15-летнего периода.

При использовании компланарной орбиты сближения со станцией, имеющей наклонение $28,5^\circ$ и высоту 380 км, можно ежедневно производить только один запуск МВКА. В этом случае требуется осуществить 342 полета аппарата. Однако вследствие существенного торможения станции на этой орбите в периоды максимальной солнечной активности время баллистического существования ДОС значительно уменьшается.

На основе разработанной модели полетов был определен общий темп эксплуатации транспортной космической системы. Предполагается, что запуски МВКА начнутся в 2005 г. и смогут обеспечить функционирование ДОС и парка МТА. В результате $\sim 57\%$ веса всех полезных грузов, доставленных на низкую околоземную орбиту, составит топливо для МТА.



Прогнозные данные		Суммарный вес полезной нагрузки, доставленной на низкую околоземную орбиту за период эксплуатации, тс
—	Перспективный МТА	8000
—	Средства обеспечения орбитального космического центра	8000
—	Усовершенствованные аппараты на основе компонентов МВКА «Спейс Шаттл»	13000
.....	МВКА «Спейс Шаттл»	8400

— расчетный вес полезной нагрузки, выведенной на орбиту двухступенчатым МВКА в течение 15 лет ~28 000 тс, ежегодное увеличение грузопотока на 7%

Рис. 14. Предполагаемые темпы эксплуатации перспективного двухступенчатого МВКА и других транспортных аппаратов

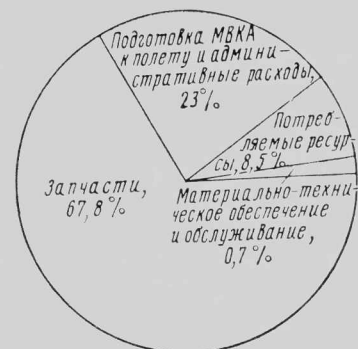


Рис. 15. Относительное распределение стоимости 15-летней эксплуатации перспективной транспортной космической системы с тремя ВКС

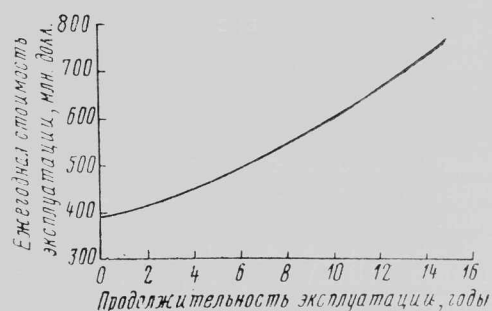


Рис. 16. Ежегодная стоимость эксплуатации двухступенчатого МВКА

На рис. 14 дано соотношение между предполагаемыми темпами эксплуатации перспективного двухступенчатого МВКА и других усовершенствованных аппаратов более ранних периодов. В соответствии с разработанной моделью ежегодный темп эксплуатации МВКА должен увеличиться с 15 полетов в первый год до 38 полетов в последние годы использования. Исходя из ожидаемой 25-суточной продолжительности предстартовой подготовки МВКА «Спейс Шаттл» время подготовки двухступенчатого МВКА к очередному запуску должно составить 10—30 суток. Установлено, что при обеспечении цикла предстартовой подготовки 10, 20 или 30 суток максимальная частота запусков МВКА может поддерживаться при наличии четырех, трех или двух ВКС, двух разгонщиков, двух ангаров для обслуживания ВКС и разгонщиков, одной стартовой площадки и двух МТА.

На рис. 15 показано относительное распределение затрат на обеспечение 15-летней эксплуатации транспортной космической системы с тремя ВКС, а на рис. 16 — изменение ежегодной стоимо-

сти эксплуатации двухступенчатого МВКА в течение всего срока службы.

При осуществлении 370 полетов в течение 15 лет общая стоимость эксплуатации МВКА в ценах 1980 г. составит 8,4 млрд. долл., стоимость одного полета — 22,6 млн. долл. и стоимость выведения полезной нагрузки на орбиту — 324 долл./кгс. При расчете этих данных использовались стоимостные показатели системы «Спейс Шаттл» в ценах 1980 г.: стоимость одного полета 45 млн. долл. и стоимость выведения полезной нагрузки на орбиту 1526 долл./кгс [4].

1. Delma C., Freeman Jr. The new space transportation begins today. *Astronautics and Aeronautics*, 1983, v. 21, N 6, p. 37, 48.
2. Wilhite A. W., Powell R. W., Naftel J. C., Phillips W. P. Booster and orbiter configurations. *Astronautics and Aeronautics*, 1983, v. 21, N 6, 38—42.
3. Taylor A. H., MacConochie I. O., Jackson L. R., Martin J. A. Structures and subsystems. *Astronautics and Aeronautics*, 1983, v. 21, N 6, p. 50—62.
4. Talay T. A., Morris W. D., Eide D. G., Rehder J. J. Designing for a new era of launch vehicle operational efficiency. *Astronautics and Aeronautics*, 1983, v. 21, N 6, p. 44—48.

Референт Н. Н. Новичков.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК И УРОВНЯ ТЕХНИКИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЕННЫХ МНОГОРАЗОВЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*

Увеличение числа космических полетов к середине 1990-х годов может потребовать создания нового поколения многоразовых воздушно-космических аппаратов (МВКА). Эти аппараты должны иметь повышенную живучесть по сравнению с эксплуатируемым МВКА «Спейс Шаттл» и выполнять полеты военного назначения.

В США активно рассматриваются две концепции военных перспективных МВКА: концепция полуступенчатого аппарата, запускаемого с модифицированного самолета-носителя Боинг 747

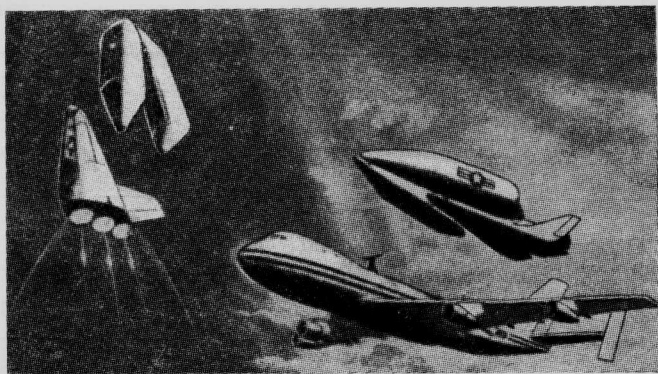


Рис. 1. Концепция перспективного полуступенчатого МВКА, запускаемого с модифицированного самолета-носителя Боинг 747

(см. «ТИ» № 9, 23, 1984 г.), и концепция одноступенчатого МВКА SSTO—НТО (Single-Stage-to-Orbit, Horizontal—Takeoff) с горизонтальным стартом (см. «ТИ» № 1—2, 1981 г.). К проблемам их разработки относится создание двигательных установок (ДУ).

Предполагается, что полуступенчатый МВКА, запускаемый с самолета-носителя Боинг 747 (рис. 1), будет иметь стартовый вес 125,6 тс, сухой вес 15 тс, вес полезной нагрузки 2,3 тс, тягу двигателей в вакууме (пустотную тягу) 57 тс.

В соответствии с концепцией МВКА SSTO—НТО (рис. 2) предусматривается создание аппарата со стартовым весом 328,4 тс, сухим весом 30 тс, весом полезной нагрузки 4,5 тс, тягой двигателей в вакууме 145 тс. Для горизонтального старта может использоваться специальная отделяемая колесная тележка без двигателей или специальное шасси на воздушной подушке. Разгон обеспечивается за счет бортовой двигательной установки МВКА. Сотрудниками фирмы Рокуэлл проанализированы характеристики и требуемый уровень техники ДУ для перспективных МВКА.

Габаритно-весовые характеристики обоих аппаратов определялись с учетом уровня техники конструкции и всех подсистем периода 1990-х годов.

* Gaynor T. L., Cervisi R. T. Effects of propulsion system performance and technology level on an advanced military launch vehicle.

AIAA Paper N 84-1225.

Например, в качестве перспективного материала основной конструкции для двух концепций МВКА рассматривался металловолоконистый композиционный материал (КМ) с металлической матрицей и произвольной ориентацией нитевидных волокон.

Для первой концепции предполагалось применение кислородно-водородных ЖРД, для второй — ЖРД с двумя степенями расширения и трехкомпонентным топливом (два вида горючего — жидкие пропан и водород, окислитель — жидкий кислород). Оба аппарата имеют основную ДУ с тремя ЖРД. Основные характеристики двигателей приведены в табл. 1.

Таблица 1
Сравнительные характеристики ЖРД перспективных МВКА

Характеристики ЖРД	Кислородно-водородный ЖРД для полуступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя Боинг 747	ЖРД с двумя степенями расширения и двумя видами горючего для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО с горизонтальным стартом	
		Режим 1*	Режим 2*
Длина, м	2,62	2,64	
Диаметр выходного сечения сопла, м	1,35	1,47	
Тяга, тс:			
пустотная $P_{п}$	57,1	141	38
на высоте 7,3 км	52,2	—	—
на уровне моря	—	127,8	—
Удельный импульс, с:			
пустотный $I_{у,п}$	461,2	389,4	470,8
на высоте 7,3 км	420,3	—	—
на уровне моря	—	342,4	—
Степень расширения сопла	90	79,5	193,6
Камера сгорания			
		внутренняя	внешняя
Горючее	Жидкий водород	Жидкий пропан	Жидкий водород
Окислитель	Жидкий кислород	Жидкий кислород	Жидкий кислород
Соотношение окислитель — горючее	6 : 1	3,3 : 1	7,0 : 1
Степень расширения продуктов сгорания	—	100 : 1	50 : 1
Давление в камере сгорания p_c , кгс/см ²	210	420	210
Диапазон дросселирования, %	60	67	
Сухой вес, кгс	703	936	

* ЖРД на двух видах горючего должен работать в двух режимах: режим 1 предусматривает использование при старте и на начальном участке выведения МВКА горючего с большой плотностью и небольшим удельным импульсом; режим 2 предусматривает использование на конечном участке выведения МВКА горючего с небольшой плотностью и большим удельным импульсом. Прим. ред.

Типовые характеристики основной ДУ полтораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя*

Степень расширения сопла	Отношение пустотной тяги к тяге при зажигании 13,6 тс	Отношение пустотной тяги к тяге при зажигании 10,9 тс	Пустотный удельный импульс, с	Отношение пустотной тяги к весу ЖРД
75	1,0602	1,0801	457,6	88,07
105	1,0870	1,1168	462,7	82,41
125	1,1044	1,1409	465,4	79,03
150	1,1251	1,1700	468,1	75,13

* Характеристики соответствуют уровню техники 1990-х годов: ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации; соотношение окислитель—горючее 6:1; давление в камере сгорания 210 кгс/см².

Таблица 3

Характеристики ЖРД одноступенчатого МВКА SSTO—НТО с двумя степенями расширения при различных режимах работы и соотношениях тяги внутренней и внешней камер сгорания*

Режим работы	Соотношение тяги внутренней и внешней камер сгорания	Отношение пустотной тяги к тяге на уровне моря	Пустотный удельный импульс, с		Отношение пустотной тяги к весу ЖРД (1990-е годы)
			Режим 1	Режим 2	
Одновременное сжигание двух видов горючего	75/25	1,1371	389,4	470,8	154,7
	60/40	1,1382	399,6	463,9	154,7
	50/50	1,1389	406,7	460,3	153,9
Последовательное сжигание двух видов горючего	75/25	1,1440	370,1	470,8	142,2
	60/40	1,1496	368,6	463,8	140,9
	50/50	1,1533	367,6	460,4	132,7

* ЖРД на трехкомпонентном топливе (два вида горючего—жидкие пропан и водород, окислитель—жидкий кислород); соотношение окислитель—горючее: для внутренней камеры сгорания 3,3:1, для внешней камеры сгорания 7,0:1; степень расширения продуктов сгорания внутренней и внешней камер сгорания 100/50; давление во внутренней камере сгорания 420 кгс/см², давление во внешней камере сгорания 210 кгс/см².

ЖРД с двумя степенями расширения и двумя видами горючего. Предполагалось, что соотношение величин тяги на уровне моря для внутренней и внешней концентрических камер сгорания ЖРД с двумя степенями расширения составляет 75/25, что учитывалось в дальнейшем в программе PreSOP.

При анализе габаритов концепции полтораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя, и одноступенчатого МВКА SSTO—НТО использовались данные, приведенные в табл. 2—4. Эти данные были определены на основе характеристик ЖРД, полученных в ходе параметрических исследований фирмами Аэроджет и Рокетдайн. Для программы PreSOP потребовались следующие параметры двигателей: пустотный удельный импульс, отношение пустотной тяги к весу двигателя, отношение пустотной тяги к тяге при зажигании; в качестве дополнительных данных: объемная плотность топлива, зависимость между минимальной длиной аппарата с несущим корпусом FDL-8RL* и габаритами

* Аэродинамическая схема аппарата с несущим корпусом FDL-8 была разработана лабораторией динамики полета ВВС США и реализована в сверхзвуковом пилотируемом экспериментальном аппарате с несущим корпусом Мартин X-24B, испытанном в 1973 г. Схема FDL-8 имела следующие характеристики: длина 11,4 м; размах крыла 5,82 м; площадь, омываемая потоком, 84,3 м²; объем 24,9 м³. Прим. ред.

При сравнительных исследованиях концепций перспективных МВКА использовались две программы для ЭВМ. Определение оптимальной величины приращения характеристической скорости велось с помощью программы оптимизации моделируемых траекторий POST (Program to Optimize Simulated Trajectories), а расчетов габаритов, стоимости и оптимизации аппаратов—с помощью программы



Рис. 2. Концепция перспективного одноступенчатого МВКА SSTO—НТО, запускаемого с колесной тележки

PreSOP (Preliminary Sizing and Optimization Program).

В программе PreSOP используются два основных алгоритма. В соответствии с первым алгоритмом для заданных стартового веса и веса полезной нагрузки определяются габариты и стоимость МВКА. Второй алгоритм применяется для вычисления минимально возможных значений некоторых характеристик (стартового веса, сухого веса, стоимости закупок и т. д.) на основе ряда независимых переменных (например, приращения характеристической скорости и отношения тяги к весу двигателя при различных режимах работы ДУ и т. д.).

1. ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РАСЧЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ТРЕБУЕМОГО УРОВНЯ ТЕХНИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МВКА

На рис. 3 приведены результаты расчетов по программе POST величин приращения характеристической скорости на участке выведения для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО, оснащенного



Рис. 3. Приращение характеристической скорости на участке выведения для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО, оснащенного ЖРД с двумя степенями расширения и двумя видами горючего

Характеристики внутренней и внешней камер сгорания ЖРД одноступенчатого МВКА SSTO-НТО с двумя степенями расширения*

Давление на выходе сопла, кгс/см ²	0,364	0,364	0,364	0,364	0,364	0,42	0,52	1,03	
Давление во внутренней и внешней камерах сгорания, кгс/см ²	350/210	420/210	490/210	420/140	420/280	420/210			
Степень расширения продуктов сгорания для внутренней и внешней камер сгорания	100/50	100/50	100/50	100/50	100,50	88/46	75/39	44/23	
Отношение пустотной тяги к тяге на уровне моря	1,1431	1,1371	1,1316	1,1432	1,1429	1,1208	1,1017	1,0589	
Пустотный удельный импульс, с	Режим 1	387,7	389,4	390,8	388,4	390,6	387,4	384,7	374,3
	Режим 2	471,4	470,8	470,2	464,2	474,8	469,0	466,5	458,2
Отношение пустотной тяги к весу ЖРД (1990-е годы)	152,4	154,7	156,3	154,4	154,0	156,1	157,6	159,9	

* ЖРД на трехкомпонентном топливе (два вида горючего—жидкие пропан и водород, окислитель—жидкий кислород) с одновременным сжиганием двух видов горючего; тяга на уровне моря (режим 1) 113,4 тс; стехиометрическое соотношение для внутренней камеры сгорания 3,3:1, для внешней камеры сгорания 7,0:1, соотношение величин тяги для внутренней и внешней камер сгорания ЖРД с двумя степенями расширения составляет 75/25.

тами двигателя. Габариты двигателя (диаметр передней энергетической части ЖРД и выходного сечения сопла) зависят от величины тяги, давления в камере сгорания и степени расширения сопла. Эти соотношения учитывались при синтезе весовых характеристик орбитальной ступени полутораступенчатого МВКА.

Концепция полутораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя. Для заданных давления в камере сгорания ЖРД и высоты запуска МВКА существует оптимальная степень расширения сопла, при которой обеспечивается минимальный стартовый вес аппарата. Двигатели МВКА могут быть созданы на основе двух схем, используемых для ЖРД с насосными системами подачи компонентов топлива. Насосы вращаются турбиной, работающей на продуктах газогенерации, получаемых в газогенераторе (ГГ) из исходных компонентов на борту МВКА. При этом отработанный на турбине газ либо выбрасывается в атмосферу (ЖРД без дожигания продуктов газогенерации), либо поступает в камеру сгорания двигателя (ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации).

При заданном уровне тяги применение газогенераторного цикла без дожигания позволяет на 11—14% уменьшить сухой вес ЖРД. Однако с энергетической точки зрения ЖРД без дожигания менее выгоден, поскольку химическая энергия топлива используется не полностью и топливо в ГГ сгорает при неоптимальном стехиометрическом соотношении. Поэтому пустотный удельный импульс ЖРД без дожигания на 10—15 с меньше, чем аналогичный параметр ЖРД с дожиганием при заданной степени расширения сопла (ϵ).

Для оценки влияния этих факторов на концепцию полутораступенчатого МВКА с кислородно-водородными ЖРД, запускаемого с самолета-носителя, были проведены сравнительные исследования по определению оптимальной степени расширения ЖРД с дожиганием и без дожигания про-

дуктов газогенерации. При разработке алгоритмов для расчета весовых характеристик МВКА и двигателя разработчики ориентировались на уровень техники 1990-х годов и использовали стехиометрическое соотношение 6:1.

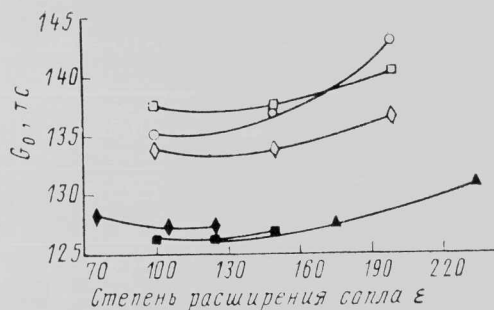
При расчете ЖРД с дожиганием предполагалось, что давление в камере сгорания p_c изменяется в пределах 210—350 кгс/см². Нижний уровень p_c соответствует технике современного двигателестроения. Верхний уровень p_c прогнозировался исходя из оптимистических оценок давления на выходе из насоса до 840 кгс/см² и перепада давлений хладагента ~ 280 кгс/см².

При расчете ЖРД без дожигания использовались значения p_c в диапазоне 140—280 кгс/см².

Результаты исследований приведены на рис. 4. Очевидно, что при установке ЖРД с дожиганием стартовый вес МВКА G_0 меньше, чем при установке ЖРД без дожигания. Целесообразность ЖРД с дожиганием еще более очевидна, если сравнивать степень влияния на стартовый вес МВКА давления в камере сгорания (рис. 5). Учитывая минимальный стартовый вес МВКА в качестве основного критерия при оценке характеристик ДУ и определив, что ЖРД без дожигания увеличивает стартовый вес на 5%, специалисты фирмы Рокуэлл рекомендуют ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации.

При увеличении давления p_c с 210 до 280 кгс/см² стартовый вес уменьшается только на 0,7%. При повышении p_c с 280 до 350 кгс/см² увеличения G_0 не происходит. При дальнейших исследованиях, связанных с определением техники ДУ, конструкции ЖРД и габаритов МВКА, использовалось давление $p_c = 210$ кгс/см².

Повторная оптимизация степени расширения сопла двигателя с давлением $p_c = 210$ кгс/см² проводилась после того, как высота запуска МВКА с самолета-носителя была уменьшена с 9150 до 7320 м. Уменьшение высоты обосновывалось воз-



	Давление в камере сгорания p_c , кгс/см ²
Цикл без дожигания продуктов газогенерации:	
○	140
◇	210
□	280
Цикл с дожиганием продуктов газогенерации:	
◆	210
■	280
▲	350

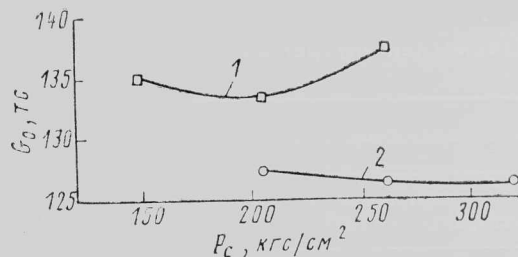
Рис. 4. Влияние рабочего цикла, степени расширения сопла и давления в камере сгорания ЖРД на стартовый вес полтораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя на высоте 9150 м

возможностями пуска МВКА самолетом-носителем Боинг 747, не имеющим дополнительного ЖРД для увеличения тяги силовой установки.

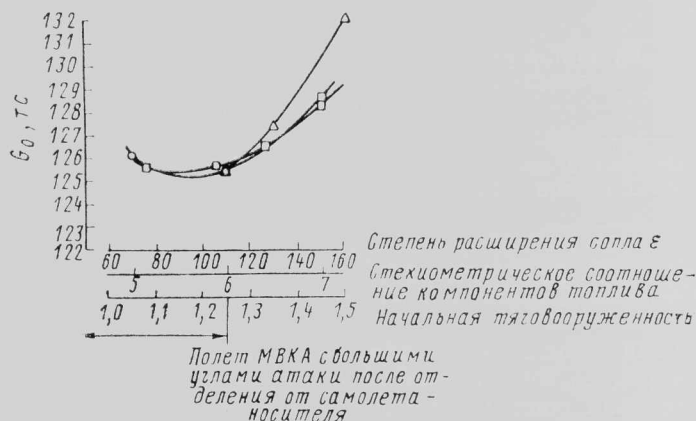
Результаты повторных исследований МВКА, запускаемого на высоте 7320 м, позволили оценить влияние степени расширения сопла кислородно-водородного ЖРД с дожиганием, стехиометрического соотношения и начальной тяговооруженности на стартовый вес аппарата (рис. 6). Было установлено, что при запуске МВКА с высоты 7320 м оптимальная величина ϵ уменьшилась до 90 единиц, в то время как при запуске аппарата с высоты 9150 м этот параметр достигал 105 единиц.

Одним из важных параметров ЖРД, влияющих на характеристики МВКА, является стехиометрическое соотношение компонентов топлива. Для оценки влияния этого параметра стехиометрическое соотношение изменялось от 5:1 до 7:1. Установлено, что стартовый вес МВКА быстро увеличивается после того, как стехиометрическое соотношение превышает значение 6:1. Оптимально соотношение окислитель — горючее 5,5:1, хотя при стехиометрическом соотношении от 5,5:1 до 6:1 стартовый вес аппарата увеличивается менее чем на 454 кгс (0,3%). В дальнейших исследованиях специалисты ориентировались на стехиометрическое соотношение 6:1.

При определении величины тяговооруженности МВКА использовались результаты первоначальных исследований двигателей, т. е. параметры: $p_c=210$ кгс/см², стехиометрическое соотношение 6:1, $\epsilon=90$, а также цикл с дожиганием продуктов газогенерации ЖРД. Начальная тяговооруженность изменялась с 1,25 до 1,5. Величина нижнего предела тяговооруженности обусловлена возможным возникновением проблем управления аппаратом на больших углах атаки (более 20°), при которых осуществляется полет с небольшими



1—цикл без дожигания продуктов газогенерации; 2—цикл с дожиганием продуктов газогенерации
Рис. 5. Влияние рабочего цикла и давления в камере сгорания ЖРД на стартовый вес полтораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя на высоте 9150 м

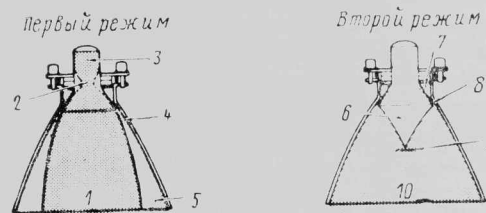


△ — начальная тяговооруженность при стехиометрическом соотношении 6:1 и $\epsilon=90$; ○ — стехиометрическое соотношение при $\epsilon=90$ и тяговооруженности 1,25; □ — степень расширения сопла при стехиометрическом соотношении 6:1 и тяговооруженности 1,25
Полет МВКА с большими углами атаки после отделения от самолета-носителя

Рис. 6. Влияние начальной тяговооруженности, степени расширения сопла и стехиометрического соотношения компонентов топлива на стартовый вес полтораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя

ускорениями. Вес двигателя составляет 21% сухого веса орбитальной ступени МВКА.

Концепция одноступенчатого МВКА SSTO—НТО с горизонтальным стартом. МВКА этого типа оснащен двухкамерными ЖРД с двумя степенями расширения. Двигатель состоит из двух камер сгорания (внутренней и внешней) с концентрически расположенными критическими сечениями. Продукты сгорания обеих камер расширяются общим соплом (рис. 7).



1—расширение продуктов сгорания во внутренней камере; 2—критическое сечение сопла внутренней камеры сгорания; 3—сжигание жидких кислорода и пропана во внутренней камере сгорания, $p_c=420$ кгс/см²; 4—давление во внешней камере сгорания 210 кгс/см²; 5—расширение продуктов сгорания во внешней камере; 6—отводимые продукты газогенерации; 7—сжигание жидких кислорода и водорода во внешней камере сгорания, $p_c=210$ кгс/см²; 8—критическое сечение сопла внешней камеры сгорания; 9—скачок уплотнения; 10—расширение продуктов сгорания во внешней камере

Рис. 7. Концепция ЖРД с двумя степенями расширения

Внутренняя камера сгорания работает без дожига продуктов газогенерации при давлении 420 кгс/см², в то время как внешняя камера сгорания работает с дожигом при давлении 210 кгс/см². Для рассматриваемого ЖРД используется трехкомпонентное топливо (два вида горючего — жидкие пропан и водород, окислитель — жидкий кислород). Двигатель может работать при последовательном или одновременном сжигании двух видов горючего (углеводородного и водородного).

При последовательном сжигании двух видов горючего внутренняя и внешняя камеры одновременно работают в первом режиме на жидком кислороде и жидком пропане. При работе во втором режиме внутренняя камера сгорания и система подачи жидкого кислорода и жидкого пропана во внешнюю камеру сгорания отключаются. Во внешней камере начинается сжигание жидкого кислорода и жидкого водорода.

При одновременном сжигании двух видов горючего обе камеры ЖРД работают сначала в первом режиме, причем во внешней камере сжигаются жидкие кислород и водород, а во внутренней камере — жидкие кислород и пропан. При работе двигателя во втором режиме внутренняя камера выключается и продолжает использоваться внешняя камера, в которой сжигаются жидкие кислород и водород. Последовательность сжигания двух видов горючего и работы внутренней и внешней камер сгорания ЖРД представлена в табл. 5.

Распределение тяги во внутренней и внешней камерах сгорания определяется как процентное соотношение величин тяги на уровне моря, создаваемых продуктами сгорания каждой камеры при работе в первом режиме.

В ходе сравнительных исследований концепций ЖРД для МВКА SSTO—НТО впервые было определены влияние режима сжигания компонентов топлива и распределение тяги во внутренней и внешней камерах сгорания. Были определены тип двигателя, критические сечения камер сгорания, габариты турбонасосного агрегата (ТНА), а также разработаны требования к некоторым техническим подсистемам ЖРД, например к активной системе охлаждения замкнутого типа для двигателя с последовательным режимом сжигания компонентов топлива. Уточнялись соответствующие давления в

камерах сгорания ЖРД, степени расширения продуктов сгорания, стехиометрические соотношения. Полученные данные использовались для оптимизации летно-технических характеристик МВКА. На основании характеристик двигателя, представленных в табл. 3, определялись оптимальные режимы сжигания компонентов топлива и соотношения величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД.

Концепция ЖРД с последовательным сжиганием компонентов топлива обеспечивает меньший удельный импульс при работе в первом режиме, чем концепция двигателя с одновременным сжиганием компонентов топлива. Зависимости стартового и сухого весов одноступенчатого МВКА SSTO—НТО от соотношения величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД, режимов сжигания компонентов топлива и тяговооруженности представлены на рис. 8 и 9.

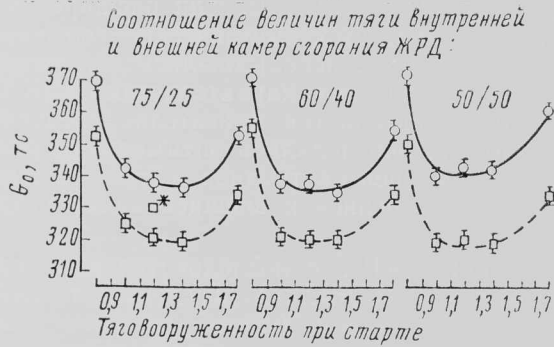
Очевидно, что при режиме одновременного сжигания компонентов топлива обеспечивается наименьший стартовый вес МВКА (рис. 8). Изменение тяговооруженности аппарата в пределах 1,0—1,4 связано с изменением стартового веса МВКА в диапазоне 4,5 тс. При тяговооруженности меньше 1,0 стартовый вес аппарата быстро возрастает, поэтому расчетная тяговооруженность МВКА ограничена значениями, превышающими 1,0. МВКА SSTO—НТО имеет минимальный сухой вес при тяговооруженности 1,0 и соотношении величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД 75/25.

Для обеспечения минимальных стартового и сухого весов МВКА SSTO—НТО в дальнейших исследованиях, связанных с выбором наиболее оптимального углеводородного горючего, давления в камере сгорания, давления на выходе сопла и стехиометрического соотношения, необходимы следующие параметры: тяговооруженность 1,2, соотношение величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД 75/25, режим одновременного сжигания двух видов горючего.

На рис. 8 и 9 приведены также сравнительные весовые характеристики МВКА SSTO—НТО, использующего в качестве горючего жидкие водород и метан. Применение жидкого метана на 3% увеличивает стартовый вес и на 5% — сухой вес $G_{\text{сух}}$ аппарата. Поэтому в качестве углеводородного го-

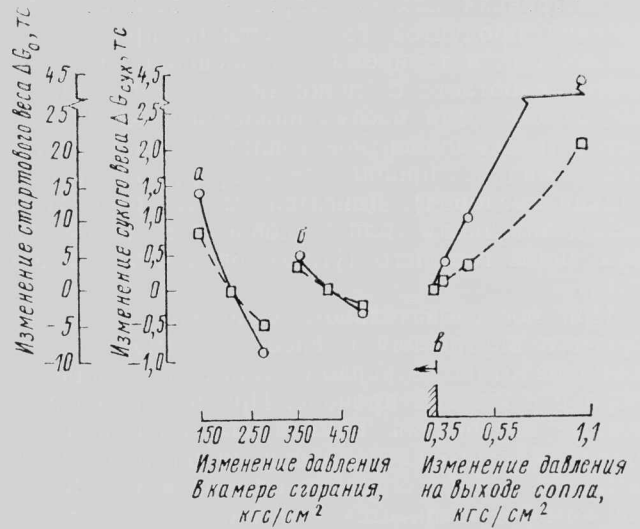
Таблица 5
Последовательность сжигания двух видов горючего и работы внутренней и внешней камер сгорания ЖРД одноступенчатого МВКА SSTO—НТО

Режим сжигания компонентов топлива	Режим работы ЖРД	Компоненты топлива, сжигаемые во внутренней камере сгорания	Компоненты топлива, сжигаемые во внешней камере сгорания
Последовательное сжигание	Первый	Жидкие кислород и пропан	Жидкие кислород и пропан
	Второй	—	Жидкие кислород и водород
Одновременное сжигание	Первый	Жидкие кислород и пропан	Жидкие кислород и водород
	Второй	—	Жидкие кислород и водород



ЖРД с двумя степенями расширения на трехкомпонентном топливе (два вида горючего — жидкие пропан и водород, окислитель — жидкий кислород): (○) — режим последовательного сжигания двух видов горючего; (□) — режим одновременного сжигания двух видов горючего; * — разброс весовой характеристики $\pm 2,3$ тс
 □* — ЖРД на трехкомпонентном топливе (два вида горючего — жидкие метан и водород, окислитель — жидкий кислород); режим одновременного сжигания двух видов горючего

Рис. 8. Влияние соотношения величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД, режимов сжигания компонентов топлива и тяговооруженности на стартовый вес одноступенчатого МВКА SSTO — НТО с горизонтальным стартом



□ — стартовый вес; ○ — сухой вес
 а — внешняя камера сгорания; б — внутренняя камера сгорания;
 а — граница отрыва потока от стенок сопла на уровне моря
 Рис. 10. Зависимость стартового и сухого весов МВКА SSTO — НТО от изменения давлений в камерах сгорания ЖРД и на выходе сопла

рючего наиболее оптимальным является жидкий пропан.

На рис. 10 представлена зависимость стартового и сухого весов МВКА SSTO — НТО от изменения давлений в камерах сгорания ЖРД и на выходе сопла. В качестве базовых принимались следующие параметры: стартовый вес МВКА 320 тс, сухой вес МВКА 29 тс, давление во внутренней камере сгорания 420 кгс/см², давление во внешней камере сгорания 210 кгс/см², давление на выходе сопла 0,36 кгс/см². В качестве ЖРД использовался двигатель с двумя степенями расширения и двумя видами горючего (жидкий пропан и жидкий водород).



ЖРД с двумя степенями расширения на трехкомпонентном топливе (два вида горючего — жидкие пропан и водород, окислитель — жидкий кислород): (○) — режим последовательного сжигания двух видов горючего; (□) — режим одновременного сжигания двух видов горючего; * — разброс весовой характеристики ± 159 кгс
 □* — ЖРД на трехкомпонентном топливе (два вида горючего — жидкие метан и водород, окислитель — жидкий кислород); режим одновременного сжигания двух видов горючего

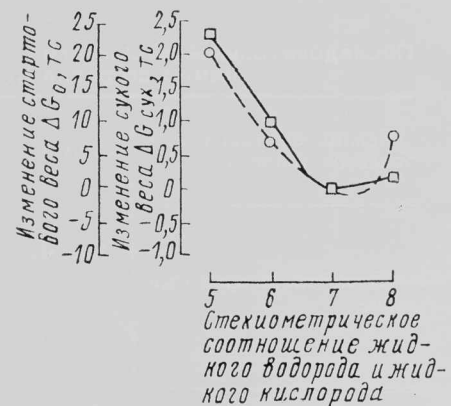
Рис. 9. Влияние соотношения величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД, режимов сжигания компонентов топлива и тяговооруженности на сухой вес одноступенчатого МВКА SSTO — НТО с горизонтальным стартом

Увеличение давления в камерах сгорания свыше базовых параметров способствует, но в незначительной степени, уменьшению стартового и сухого весов МВКА. Наибольшее уменьшение стартового и сухого весов аппарата обеспечивается при давлении во внутренней камере сгорания 420 кгс/см² и давлении во внешней камере сгорания 280 кгс/см². Уменьшение стартового веса составляет 2,7%, а сухого — 1,7%.

При минимальных стартовом и сухом весах МВКА оптимальная степень расширения сопла по давлению определяется отношением давления в камере сгорания к давлению в выходном сечении сопла 0,36 кгс/см². Величина 0,36 кгс/см² представляет наименьшее значение давления в выходном сечении сопла, которое предотвращает отрыв потока от стенок сопла на уровне моря.

На рис. 11 показаны результаты сравнительных исследований стехиометрического соотношения жидкого кислорода и жидкого водорода и его влияние на стартовый и сухой веса МВКА.

При расчетах в качестве базовых принимались следующие параметры: стартовый вес аппарата



○ — стартовый вес; □ — сухой вес
 Рис. 11. Влияние изменения стехиометрического соотношения компонентов топлива на стартовый и сухой веса МВКА SSTO — НТО

320 тс; сухой вес 29 тс, давление во внутренней камере сгорания 420 кгс/см², давление во внешней камере сгорания 210 кгс/см², соотношение величин тяги внутренней и внешней камер сгорания ЖРД 75/25, давление на выходе сопла 0,36 кгс/см², степень расширения продуктов сгорания 100/50. В качестве ЖРД использовался двигатель с двумя степенями расширения и двумя видами горючего (жидкий пропан и жидкий водород).

Минимальный стартовый вес одноступенчатого МВКА SSTO—НТО обеспечивается при стехиометрическом соотношении 7:1, а минимальный сухой вес при стехиометрическом соотношении 7,4:1. Ввиду того что основным критерием оптимизации является величина G_0 , стехиометрическое соотношение 7:1 было принято в качестве базового значения.

Окончательная концепция одноступенчатого МВКА SSTO—НТО была определена на основе характеристик двухкамерного ЖРД на двух видах горючего (см. табл. 1).

II. СРАВНЕНИЕ КОНЦЕПЦИЙ ЖРД НА ОДНОМ И ДВУХ ВИДАХ ГОРЮЧЕГО

При исследовании весовых характеристик МВКА SSTO—НТО использовались различные типы кислородно-водородных ЖРД и ЖРД на двух видах горючего. Для проведения сравнительных

исследований этих двигателей разработчики ориентировались на четыре базовые концепции одноступенчатого МВКА с горизонтальным стартом.

Первоначальная концепция МВКА SSTO—НТО рассмотрена в начале данной статьи. Дополнительные базовые концепции были разработаны за счет введения встроенного шасси и предполагаемого применения новых композиционных материалов. В числе новых КМ рассматривались: КМ с матрицей из алюминиевого сплава и наполнителем из карбида кремния (КМ системы «алюминий—карбид кремния») и КМ с матрицей из магниевого сплава и наполнителем из графитовых нитевидных кристаллов (КМ системы «магний—графит»). Удельный вес конструкции из КМ первого типа на 63% выше, чем из КМ второго типа.

Предполагалось, что кислородно-водородно-пропановые ЖРД с двумя степенями расширения соответствуют двигателям, рассмотренным в предыдущем разделе. Для аппаратов с кислородно-водородными ЖРД необходимы двигатели с давлением в камере сгорания 210 и 315 кгс/см².

Каждая концепция МВКА с кислородно-водородными ЖРД предусматривала применение четырех двигателей в системе ДУ, два из которых имеют раздвижные двухпозиционные сопла. Два нерегулируемых сопла с неизменяемой степенью расширения отключаются на участке выведения, как только выдвигаются сопла с большой степенью

Таблица 6

Характеристики кислородно-водородных ЖРД и кислородно-водородно-пропановых ЖРД с двумя степенями расширения

Характеристики двигателей	ЖРД с одновременным сжиганием двух видов горючего	ЖРД на одном виде горючего с раздвижным двухпозиционным соплом	ЖРД на одном виде горючего с раздвижным двухпозиционным соплом
Компоненты топлива:			
внутренняя камера	Жидкий метан — жидкий кислород	Жидкий водород — жидкий кислород	Жидкий водород — жидкий кислород
внешняя камера	Жидкий водород — жидкий кислород	—	—
Стехиометрическое соотношение:			
внутренняя камера	3,3	7,0	7,0
внешняя камера	7,0	—	—
Давление в камере сгорания, кгс/см ² :			
внутренняя камера	420	315	210
внешняя камера	210	—	—
Степень расширения продуктов сгорания:			
режим 1 или первая степень расширения	79,5	50; 55	35; 55
режим 2 или вторая степень расширения	193,6	—; 200	—; 150
Пустотный удельный импульс, с:			
режим 1 или первая степень расширения	389,4	448,3; 450,4	439,3; 449,7
режим 2 или вторая степень расширения	470,8	—; 471,4	—; 467,4
Отношение пустотной тяги к весу двигателя (1990-е годы)	154,7	131,5; 103,2	137,9; 114,3

Сравнительные характеристики концепций перспективных МВКА с ЖРД на одном и двух видах горючего

Концепция МВКА	Тип ЖРД; p_c , кгс/см ²	Тип шасси	Конструкционный материал	Вес, тс		Изменение веса по сравнению с базовой концепцией, %	
				G_0	$G_{сух}$	G_0	$G_{сух}$
Базовая концепция 1 с ЖРД на двух видах горючего	С двумя степенями расширения	Отделяемая тележка	КМ системы „магний — графит“	328,4	29,8	—	—
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	315	То же	То же	297,1	31,5	—9,5	5,6
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	210	"	"	(-31,3) 303,4	(1,7) 31,8	-7,6	6,8
				(-25)	(2,0)		
Базовая концепция 2 с ЖРД на двух видах горючего	С двумя степенями расширения	Встроенное шасси	"	564,7	54,7	—	—
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	315	То же	"	462,2	51,6	-18,1	-5,7
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	210	"	"	(-102,5) 471,7	(-3,1) 52,3	-16,5	-4,5
				(-93)	(-2,4)		
Базовая концепция 3 с ЖРД на двух видах горючего	С двумя степенями расширения	Отделяемая тележка	КМ системы „алюминий — карбид кремния“	601,9	58,6	—	—
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	315	То же	То же	548,4	62,1	-8,9	6,0
				(-53,5)	(3,5)		
Базовая концепция 4 с ЖРД на двух видах горючего	С двумя степенями расширения	Встроенное шасси	"	1696	173,9	—	—
МВКА с кислородно-водородными ЖРД	315	То же	"	1192,5	140,8	-29,7	-19,0
				(-503,5)	(-33,1)		

расширения других двигателей. За исключением модификаций, необходимых при раздвижных соплах, габариты передних энергетических частей ЖРД идентичны.

Характеристики кислородно-водородных ЖРД и кислородно-водородно-пропановых ЖРД с двумя степенями расширения приведены в табл. 6, а результаты сравнительных исследований концепций МВКА с ЖРД на одном и двух видах горючего — в табл. 7.

Стартовый вес МВКА с ЖРД на одном виде горючего меньше, чем вес аппарата с ЖРД на двух видах горючего. Отличие весовых характеристик еще более резко выражено для концепций МВКА со встроенным шасси, поскольку оно влияет на стартовый вес аппарата. Сухой вес МВКА с ЖРД на одном виде горючего и отделяемой при взлете колесной тележкой больше веса аппарата на двух видах горючего. И наоборот, сухой вес МВКА с двигателями на одном виде горючего и встроенным шасси меньше сухого веса аппарата с ЖРД на двух видах горючего. Это связано с тем, что стартовый вес МВКА на одном виде горючего меньше, а на взлетное шасси приходится только 20% сухого веса аппарата.

Применение ЖРД с давлением $p_c=210$ кгс/см² вместо ЖРД с давлением $p_c=315$ кгс/см² не влияет на тенденцию изменения весовых характеристик МВКА по сравнению с аппаратом, оснащенный двигателями на двух видах горючего. Вариант ЖРД с давлением $p_c=210$ кгс/см² является более предпочтительным, поскольку для двигателя с меньшими давлениями в камере сгорания можно постепенно осуществить разработку техники увеличения p_c , более длительный рабочий ресурс двигателя и большую надежность.

В результате проведенных исследований специалистами сделаны следующие выводы: для концепций МВКА с ДУ на одном виде горючего обеспечивается меньший стартовый вес, чем для аппаратов с ДУ на двух видах горючего; МВКА с ДУ на одном виде горючего и отделяемым взлетным колесным шасси имеют больший сухой вес, чем МВКА с ДУ на двух видах горючего; МВКА с ДУ на одном виде горючего и встроенным шасси имеют меньший сухой вес, чем аппараты с ДУ на двух видах горючего.

III. ОЦЕНКА ТЕХНИКИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

На основе характеристик ЖРД и МВКА (см. разд. I) рассматривалось влияние развития техники на характеристики подсистем двигательных установок для перспективных МВКА (табл. 8). Оцениваемые подсистемы включали: основной ЖРД, вспомогательную двигательную установку, основную двигательную установку (ОДУ), систему регулирования расхода топлива и основные топливные баки. Для обеих концепций МВКА требуемые уровни техники анализировались посредством подстановки различных вариантов каждой главной подсистемы, созданных на современном уровне техники (1982 г.), в концепции перспективных МВКА 1990-х годов. При этом определялось их влияние на стартовый и сухой веса аппарата.

В дальнейшем были рассчитаны прогнозные характеристики технических подсистем периода 1990-х годов. Расчеты характеристик основных ЖРД проводились по контракту фирмами Рокетдайн и Аэроджет. Причиной технических усовершенствований ОДУ (за исключением двигателей и

Влияние развития техники на характеристики подсистем двигательной установки для перспективных МВКА

Подсистема	Превышение уровня перспективной техники над современным техническим уровнем, %
Основные топливные баки	
полуступенчатый МВКА:	
внешний топливный бак (ВТБ)	52
орбитальная ступень (ОС)	74
одноступенчатый МВКА SSTO—НТО	86
Основные ЖРД (отношение пустотной тяги к весу двигателя)	
полуступенчатый МВКА	16,7
одноступенчатый МВКА SSTO—НТО	9,5
ОДУ (основные и вспомогательные топливные магистрали)	
полуступенчатый МВКА:	
ВТБ	21
ОС	55
одноступенчатый МВКА SSTO—НТО	55
Регулирование расхода топлива (невыварываемые остатки)	
полуступенчатый МВКА	37
одноступенчатый МВКА SSTO—НТО	37
Вспомогательная двигательная установка	
полуступенчатый МВКА:	
удельный импульс	24
вес подсистемы	12,5
одноступенчатый МВКА SSTO—НТО:	
удельный импульс	24
вес подсистемы	12,5

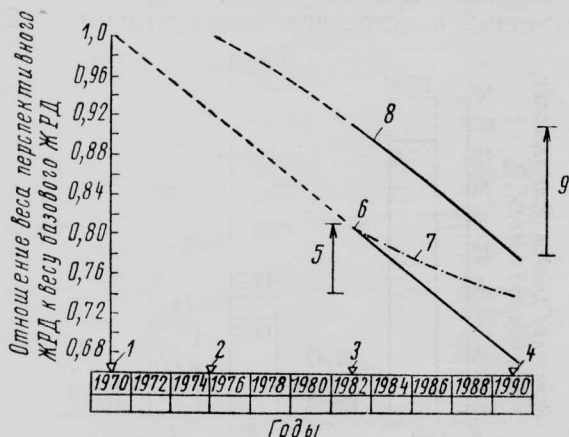
основных топливных баков) является снижение веса за счет применения графитоэпоксидных КМ и КМ с матрицей из магниевого сплава и наполнителем из нитридных кристаллов графита. Усовершенствования расхода топлива и вспомогательной двигательной установки базировались на данных, полученных в ходе программы «Спейс Шаттл».

Влияние развития техники на характеристики подсистем двигательной установки

Основной ЖРД. Благодаря техническим усовершенствованиям основного ЖРД будут повышены удельный импульс и отношение пустотной тяги к весу двигателя. Увеличение $I_{у.п}$ обеспечивается за счет большей степени расширения продуктов сгорания в сопле, что связано с повышением давления в камере сгорания p_c .

Предполагаемое уменьшение веса основного ЖРД для перспективных МВКА в 1990-е годы показано на рис. 12. Представленные данные получены фирмами Рокетдайн и Аэроджет. Фирма Рокетдайн оценивала влияние изменения отношения пустотной тяги к весу двигателя на концепцию полуступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя. Фирма Аэроджет проводила аналогичные оценки для концепции одноступенчатого МВКА SSTO—НТО с горизонтальным стартом. Снижение веса в результате эволюционного развития техники предполагает применение КМ (углерода, армированного углеродным волокном с металлической матрицей, или армированного композиционного пластика) в таких компонентах ЖРД, как конструктивная оболочка основной камеры сгорания (в ближайшей перспективе), корпус ТНА, трубопроводы для горячих газов и сопла (в дальней перспективе).

Хотя на рис. 12 номинальные прогнозные характеристики имеют одинаковые наклоны, относительные веса ЖРД при современном уровне техники, полученные фирмами Рокетдайн (0,91) и



— — номинальные прогнозные данные; - - - - экстраполированные базовые данные

1—весовые характеристики базового ЖРД фирмы Аэроджет; 2—весовые характеристики базового ЖРД фирмы Рокетдайн (1975 г.); 3—современный уровень развития техники; 4—уровень перспективной техники; 5—повышение веса на 9,5%; 6—данные фирмы Аэроджет; 7—«умеренные» прогнозные данные; 8—данные фирмы Рокетдайн; 9—повышение веса на 16,7%

Рис. 12. Предполагаемое уменьшение веса основного ЖРД для перспективных МВКА в 1990-е годы

Аэроджет (0,81), значительно отличаются. Это отличие связано с существенной разницей технических данных базовых двигателей фирм, на основании которых делались прогнозные оценки. С целью усреднения прогнозных оценок двух фирм для перспективного уровня техники фирма Аэроджет рассчитала кривую «умеренных» прогнозных данных.

Вспомогательная двигательная установка. МВКА, созданные на уровне техники 1990-х годов, будут использовать кислородно-водородную вспомогательную двигательную установку. Эта установка включает двигатели системы орбитального маневрирования с рабочим циклом типа «газ+газ» и высоким давлением в камере сгорания (35 кгс/см^2). Оба компонента топлива поступают в газогенераторы, в которых образуются газы с большим давлением, поступающие затем в специальные аккумуляторы. При истечении газов через сопла двигателей удельный импульс составляет $446,5 \text{ с}$.

Созданная при современном уровне техники система орбитального маневрирования работает на четырехокиси азота и несимметричном монометилгидразине и создает удельный импульс 323 с .

Предполагается, что все оборудования данной подсистемы может быть уменьшен на 12,5% за счет широкого использования композиционных материалов. Однако суммарный сухой вес вспомогательной ДУ, созданной при современном уровне техники, будет меньше сухого веса перспективного варианта этой подсистемы вследствие более высокой плотности применяемых долгосохраняющихся компонентов топлива.

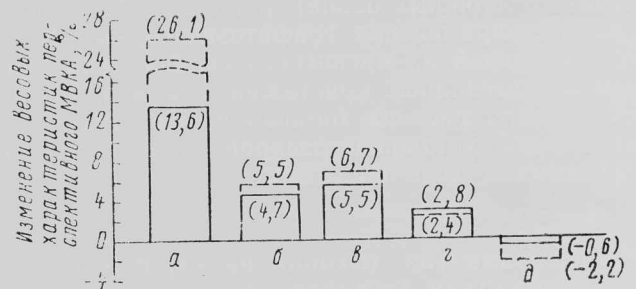
Система регулирования расхода топлива. Совершенствование техники регулирования расхода топлива направлено на уменьшение невыработываемых остатков компонентов топлива, что позволяет уменьшить габариты топливного бака и конечный вес аппарата при выходе на орбиту. Две потенциальные области технических усовершенствований связаны с уменьшением неточности заправки топливом горизонтально расположенных топливных баков МВКА и невыработываемого топлива в магистралях ДУ при отсечке тяги.

Точность заправки может быть повышена за счет максимально возможной заливки топлива в баки. Последовательность дозаправки (т. е. уменьшение топлива вследствие испарения при выкипании) контролируется с помощью специальных датчиков регистрации уровня топлива, размещенных в дренажных трубопроводах небольшого диаметра. Дренажные отверстия располагаются в самой верхней точке каждого горизонтально расположенного топливного бака. Давление в баке контролируется небольшим аккумулятором, пристыкованным к дренажной системе.

Невыработываемые остатки топлива в магистралях могут быть уменьшены благодаря использованию режима малой тяги ДУ, который позволит ЖРД работать при различных соотношениях топливных компонентов во время отсечки тяги. Без применения этих технических методов вес остатка топлива может быть больше на 37%.

Основная двигательная установка (ОДУ). Совершенствование ОДУ связано с применением КМ для изготовления топливных магистралей и вспомогательных трактов, например дренажных, заправочных и сливных трубопроводов. По тепловым характеристикам для топливных магистралей вместо стеклокомпозиционных материалов были выбраны графитэпоксидные КМ с облицовкой из гофрированной фольги. Вместо нержавеющей стали, используемой в настоящее время для изготовления сильфонов и концевых крепежных узлов, будет применяться КМ на основе матрицы из алюминиевого сплава и наполнителя из карбида кремния. Без применения этих материалов вес подсистем ОДУ для сбрасываемого ВТБ может увеличиться на 21%, а вес ОДУ для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО и орбитальной ступени МВКА, запускаемого с самолета-носителя, возрастет на 55%.

Основной топливный бак. При рассмотрении главных направлений совершенствования этого компонента МВКА также оценивались возможности применения КМ. Исходя из результатов исследований характеристик материалов был выбран КМ на основе матрицы из магниевого сплава и наполнителя из нитевидных волокон графита. Для внутренней теплоизоляционной обшивки бака



— — — изменение начального веса МВКА; — — — изменение сухого веса МВКА

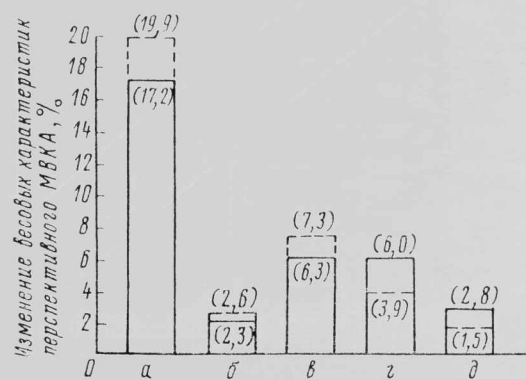
а — основные топливные баки; б — отношение пустотной тяги к весу двигателя; в — ОДУ; г — невыработываемые остатки топлива; д — вспомогательная ДУ

Рис. 13. Влияние подсистем ДУ, созданных при современном уровне техники, на начальный и сухой вес перспективного полуступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя

предполагается использовать облицовку из гофрированной фольги, изготовленной из нержавеющей стали. Без применения новых КМ и методов конструирования основных топливных баков вес сбрасываемого ВТБ полуступенчатого МВКА возрастет на 52%, вес ОС полуступенчатого МВКА — на 74%, а вес одноступенчатого МВКА SSTO—НТО — на 86%. Приведенные цифры базируются на весовых расчетах топливных баков, созданных на современном уровне техники из алюминиевых конструкционных материалов.

Результаты сравнительных исследований техники ДУ

Наряду с определением влияния уровня техники на характеристики отдельных подсистем ДУ сравнивалось влияние технического уровня этих подсистем на начальный и сухой вес перспективных МВКА. Результаты исследований представлены на рис. 13 и 14. Уровень перспективной техники принимался за базовую линию отчета, относительно которой определялось влияние подсистем ДУ, созданных при современном уровне техники, на начальный и сухой вес перспективных МВКА.



— — — изменение начального веса МВКА; — — — изменение сухого веса МВКА

а — основные топливные баки; б — отношение пустотной тяги к весу двигателя; в — ОДУ; г — невыработываемые остатки топлива; д — вспомогательная ДУ

Рис. 14. Влияние подсистем ДУ, созданных при современном уровне техники, на начальный и сухой вес перспективного одноступенчатого МВКА SSTO — НТО с горизонтальным стартом

При анализе концепции полутораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя, стартовый вес базового аппарата принимался равным 125,6 тс, а сухой вес — 15 тс. При исследовании концепции одноступенчатого МВКА SSTO—НТО стартовый вес базового аппарата принимался равным 328,4 тс, а сухой вес — 30 тс.

Наиболее существенно на весовые характеристики обеих концепций МВКА влияет техника топливных баков и ОДУ. Технические уровни других подсистем оказывают меньшее воздействие и, за исключением вспомогательной ДУ, одинаково влияют на стартовый и сухой веса аппарата.

Вспомогательная ДУ на долгохраняемых компонентах топлива, созданная при современном уровне техники, уменьшает стартовый вес полутораступенчатого перспективного МВКА на 0,6%, а его сухой вес — на 2,2%.

При использовании аналогичной подсистемы для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО стартовый вес аппарата увеличивается на 2,8%, а сухой вес — на 1,5%.

Вес вспомогательной ДУ является функцией веса МВКА на орбите и приращения характеристической скорости. К аппаратам обоих типов предъявляется одинаковое требование по приращению характеристической скорости (196,7 м/с), однако вес ОС полутораступенчатого МВКА в два раза меньше веса одноступенчатого аппарата с горизонтальным стартом. Данное различие связано с разным влиянием уровня техники на каждый аппарат.

Кислородно-водородная вспомогательная ДУ выбрана для перспективных МВКА с целью унификации ее топлива и топлива ОДУ. Это уменьшает цикл подготовки аппарата к очередному запуску и время его реакции.

При сравнении обеих концепций МВКА видно, что влияние уровня техники на увеличение веса аппарата более резко выражено для топливных баков, ОДУ и невырабатываемых остатков топлива одноступенчатого МВКА SSTO—НТО. Эта особенность отражает большую чувствительность конструкции МВКА SSTO—НТО к распределению относительных весов подсистем, однако не распространяется на такой параметр, как отношение пустотной тяги двигателя к его весу.

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании сравнительных исследований ДУ для двух концепций перспективных МВКА специалисты фирмы Рокуэлл пришли к следующим выводам.

Для полутораступенчатого МВКА, запускаемого с самолета-носителя на высоте 7320 м, рекомендован кислородно-водородный ЖРД с дожиганием продуктов газогенерации, имеющий стехиометрическое соотношение компонентов топлива 6:1, степень расширения сопла 90 и давление в камере сгорания 210 кгс/см².

Для одноступенчатого МВКА SSTO—НТО с горизонтальным стартом рекомендован кислородно-водородно-пропановый ЖРД с одновременным сжиганием двух видов горючего и двумя степенями расширения, имеющий соотношение величин тяги внутренней и внешней камер сгорания 75/25, давление во внутренней камере сгорания 420 кгс/см² и давление во внешней камере сгорания 210 кгс/см², а также использующий рабочие циклы без дожигания и с дожиганием продуктов газогенерации.

При всех рассмотренных уровнях техники двигателей, материалов и вариантах шасси МВКА с ДУ на одном виде горючего имеют меньший стартовый вес, чем МВКА с ДУ на двух видах горючего; МВКА с ДУ на одном виде горючего и отделяемой колесной тележкой имеют большие сухие веса, чем аппараты с ДУ на двух видах горючего и аналогичным типом шасси; МВКА с ДУ на одном виде горючего и встроенным шасси имеют меньшие сухие веса, чем аппараты с ДУ на двух видах горючего и аналогичным типом шасси.

Усовершенствования в технологии материалов обеспечивают наибольшее влияние на вес МВКА обеих концепций. На стартовый и сухой веса особенно сильно влияет применение перспективных материалов для топливных баков, а также основных и вспомогательных трубопроводов ОДУ.

Использование перспективной вспомогательной кислородно-водородной ДУ не обеспечивает уменьшения стартового и сухого весов МВКА. Однако унификация компонентов топлива ОДУ и вспомогательной ДУ желательна из-за уменьшения цикла предстартовой подготовки аппарата и времени его реакции.

Референт П. И. Качур.
Редактор Н. Н. Новичков.

УДК 629.782 (73) «Спейс Шаттл»

ЧЕТЫРНАДЦАТЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 8 по 16 ноября 1984 г. проходил четырнадцатый орбитальный полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом (ВКС) «Дискавери». Экипаж состоял из пяти человек: Ф. Хаук (командир), Д. Уокер (пилот), Дж. Аллен, Д. Гарднер, А. Фишер (специалисты по операциям

на орбите). Хаук, Аллен и Гарднер совершили второй полет на МВКА «Спейс Шаттл», Уокер и Фишер опыта космических полетов не имели. А. Фишер стала четвертой американской женщиной-космонавтом.

Основные задачи полета включали: выведение на орбиту канадского спутника связи «Телесат»

(«Аник» D-2), американского спутника связи «Лисат» 2 («Синком» 4), а также возвращение на Землю индонезийского спутника связи «Палапа» В-2 и американского спутника связи «Уэстар» 6, выведенных на нерасчетные орбиты в десятом полете.

Спутники «Палапа» В-2 и «Уэстар» 6 были выведены в космос в феврале 1984 г. После отделения от ВКС «Челленджер» они должны были с помощью разгонных блоков РАМ-D перейти на переходную эллиптическую орбиту с апогеем 36 000 км, но на обоих блоках произошли отказы, и спутники оказались на нерасчетных орбитах с перигеем 300 км и апогеем 1000 км. Поскольку эксплуатировать спутники на таких орбитах оказалось невозможным, руководство NASA приняло решение вернуть их на Землю в 14-м полете, чтобы после восстановительного ремонта снова вывести на орбиту.

На борту ВКС «Дискавери» было также размещено оборудование для выращивания органических кристаллов в условиях микрогравитации [1].

Запуск МВКА «Спейс Шаттл» первоначально был запланирован на 7 ноября 1984 г., однако в связи с тем, что в районе мыса Канаверал на высоте 6—15 км дули очень сильные ветры со скоростью 30—35 м/с, которые могли вызвать возмущение траектории полета аппарата, а также повредить консоли крыла и киль орбитальной ступени, запуск был перенесен на 8 ноября 1984 г. [2].

На участке выведения полет МВКА с ВКС «Дискавери» проходил нормально. На 125-й секунде отделились стартовые РДТТ, которые после приводнения были спасены для восстановительного ремонта и повторного использования. Через ~420 с от орбитальной ступени отделился внешний топливный бак. После включения двух двигателей системы орбитального маневрирования OMS аппарат был выведен на орбиту с перигеем 280 км, апогеем 298 км и наклоном 28,5°.

В момент выхода на орбиту ВКС «Дискавери» находился на расстоянии 27 300 км от спутника «Палапа» В-2 и на расстоянии 28 500 км от спутника «Уэстар» 6. Для обеспечения встречи сначала со спутником «Палапа» В-2 (13 ноября), а затем со спутником «Уэстар» 6 (15 ноября) ВКС должен был совершить 44 маневра.

После первых двух маневров коррекции орбиты аппарат вышел на круговую орбиту высотой 302 км, обращаясь по которой он за каждый час сближался со спутниками на ~400 км.

Перед началом операций по возвращению вышедших из строя спутников необходимо было осуществить запуск находившихся на борту канадского и американского спутников связи, освободив, таким образом, отсек полезной нагрузки ВКС.

10 ноября на 23-м витке от ВКС отделился канадский спутник связи «Телесат». Для стабилизации при отделении он был предварительно раскручен до 50 об/мин и выведен из отсека полезной нагрузки (ОПН) с помощью пружинных толкателей. Через 45 мин после выведения спутника из ОПН включился разгонный блок РАМ-D, который проработал в течение 87 с и перевел спутник на переходную эллиптическую орбиту с апогеем 36 800 км и перигеем 300 км. Вес спутника с разгонным блоком 3,3 тс.

Спутник «Телесат» — восьмой спутник национальной коммерческой системы связи Канады. Первый такой спутник был запущен в 1972 г., и пять из ранее запущенных семи спутников продолжают работать на орбите.

Американский спутник связи «Лисат» 2 на 33-м витке был выведен из ОПН с помощью пружинных толкателей после предварительной раскрутки до 33 об/мин (рис. 1). Масса спутника 7 т, длина 6 м и диаметр 4,3 м. Спутник предназначен для связи командования ВМС США с надводными кораблями, военно-морскими базами и морской авиацией.

После отделения спутника «Лисат» 2 командир корабля Хаук с помощью двигателей системы ориентации отвел ВКС на безопасное расстояние, чтобы он не был поврежден при включении разгонного блока РАМ-D. Экипаж наблюдал за включением и работой двигателя с помощью телевизионной камеры на дистанционном манипуляторе (ДМ). Двигатель разгонного блока проработал 51 с в соответствии с заданной программой и обеспечил перевод спутника на орбиту высотой 15 000 км. Оба спутника должны быть переведены на геосинхронную орбиту высотой 35 880 км.

Операции по возвращению ранее вышедших из строя спутников начались 8 ноября 1984 г., когда последовательно стали отрабатываться маневры по сближению ВКС и спутников. 11 ноября ВКС находился на орбите с апогеем 346 км и перигеем 329 км. В это время спутник «Палапа» В-2 совершал полет по орбите с параметрами 370×348 км. 13 ноября на 64-м витке ВКС сближился со спутником и начал групповой полет с ним. При этом корабль и спутник обращались по орбите с перигеем 348 км и апогеем 372 км, а расстояние между ними составляло ~11 м.

Спутник «Палапа» В-2 не создавался в расчете на возвращение на Землю, поэтому его захват и установка в ОПН представляли сложную операцию. В соответствии с программой полета космонавт Аллен, оснащенный индивидуальной двигательной установкой ММУ (Manned Maneuvering Unit), покинул ОПН и сближился со спутником. На груди космонавта было закреплено стыковоч-

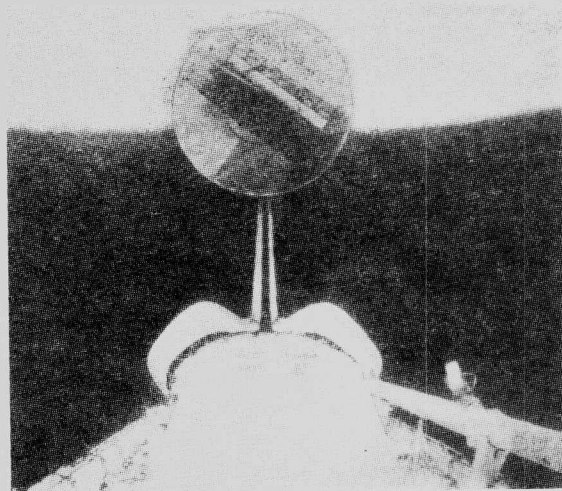


Рис. 1. Выведение американского спутника связи «Лисат» 2 («Синком» 4) на орбиту из отсека полезной нагрузки ВКС «Дискавери»

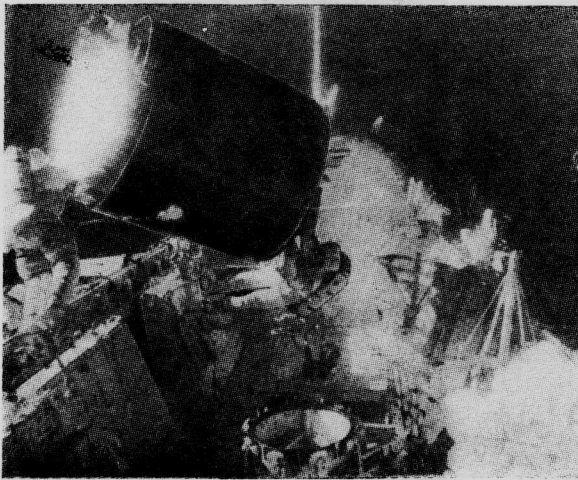


Рис. 2. Установка индонезийского спутника связи «Палапа» В-2 в ОПН космонавтами Дж. Алленом и Д. Гарднером

ное устройство со штырем длиной 1,2 м, снабженным головкой с цанговым механизмом и держателем для захвата дистанционным манипулятором корабля. С помощью штыря космонавт пристыковался к спутнику и подготовился к остановке его вращения (для стабилизации спутник вращается со скоростью 6 град/с), чтобы ДМ мог захватить спутник за держатель на штыре.

При стыковке штырь вставлялся в сопло твердотопливного двигателя, расположенного в задней части спутника. Поскольку топливо двигателя выработано, штырь через сопло прошел в пустую камеру сгорания, после чего сработал цанговый механизм и его лепестки уперлись в стенки камеры, обеспечивая жесткую стыковку со спутником. Аллен с помощью двигателей своей установки остановил вращение спутника и подвел его к кораблю на расстояние в несколько метров. Космонавт Фишер, находящаяся в кабине экипажа, захватила манипулятором держатель на штыре и обеспечила зависание спутника над ОПН, при этом к грузовому отсеку была обращена верхняя часть спутника с антеннами. Гарднер с помощью ножниц отрезал штыревую антенну, мешавшую креплению спутника в ОПН, однако из-за выступающего элемента конструкции спутника его не удалось закрепить в грузовом отсеке.

Было принято решение использовать резервную последовательность операций, отработанную в гидробассейне обоими космонавтами. В этом случае во время монтажа специального крепежного кольца спутник удерживается не манипулятором, а космонавтом вручную.

Аллен отстыковался от стыковочного узла, Фишер с помощью ДМ обеспечила зависание спутника над ОПН так, чтобы к грузовому отсеку было обращено сопло. Аллен закрепил ноги в фиксаторах ОПН и накинул петлю троса на одну из антенн спутника. После того как манипулятор отпустил держатель на стыковочном штыре, Аллен за трос в течение 77 мин удерживал спутник весом 544 кгс, пока Гарднер монтировал крепежное кольцо весом 250 кгс на сопле спутника (рис. 2—3).

Командир корабля Хаук и пилот Уокер в заднее окно кабины наблюдали за операциями и предупреждали Аллена каждый раз, когда спутник

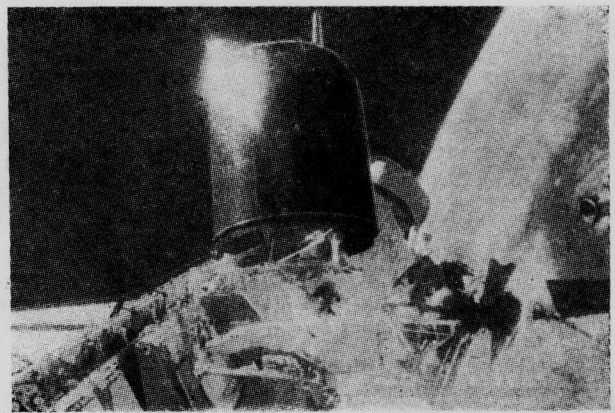


Рис. 3. Установка космонавтом Д. Гарднером крепежного кольца на нижнем днище спутника «Палапа» В-2

мог удариться о корпус ВКС. При этом Аллен отводил спутник за трос от корпуса. Однако, видимо, не удалось избежать повреждения некоторых солнечных батарей на корпусе спутника.

После установки Гарднером крепежного кольца спутник вручную был опущен на платформу в ОПН и зафиксирован в этом положении с помощью трех защелок. Суммарное время нахождения космонавтов за бортом ВКС во время первого выхода составило около 6 ч.

Для обеспечения сближения со спутником «Уэстар» 6 было произведено несколько коррекций. Расход топлива на осуществление этих коррекций оказался несколько больше расчетного количества, но запас топлива на борту был достаточным для продолжения полета.

Опыт операций со спутником «Палапа» В-2 показал, что космонавт может эффективно удерживать спутник руками. С целью облегчения работы космонавта, удерживающего спутник, было решено, что космонавт будет находиться не в отсеке полезной нагрузки, закрепившись ногами в фиксаторах, а на специальной рабочей платформе, установленной на конце дистанционного манипулятора. Поскольку ДМ может перемещать и поворачивать платформу с находящимся на ней космонавтом, его работа значительно облегчается.

Спутник связи «Уэстар» 6 был визуально обнаружен на расстоянии 80 км от ВКС. После сближения расстояние между кораблем и спутником составило ~11 м. Космонавты Гарднер и Аллен совершили второй выход в космос продолжительностью ~6 ч. Некоторые этапы работ по спасению спутника «Уэстар» 6 представлены на рис. 4—6.

Гарднер с помощью установки ММУ приблизился к спутнику и состыковался с ним. После остановки вращения спутника он подвел его к кораблю с таким расчетом, чтобы Аллен, находившийся на рабочей платформе, вынесенной манипулятором, мог ухватиться за штыревую антенну на переднем днище спутника. В течение 90 мин Аллен удерживал спутник за антенну, а космонавт Фишер перемещала манипулятор с таким расчетом, чтобы Аллену было удобно осуществлять эту операцию. По указаниям Гарднера, который, закрепившись в фиксаторах ОПН, монтировал на сопле двигателя спутника крепежное кольцо, Аллен наклонял и поворачивал спутник. Спасаемый объект

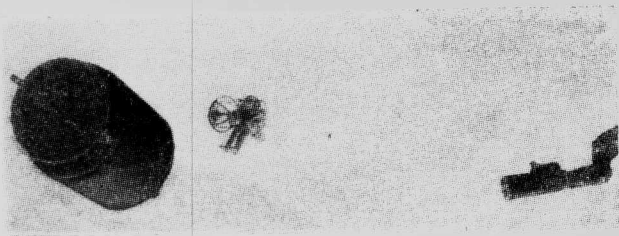


Рис. 4. Приближение космонавта Д. Гарднера со стыковочным устройством к американскому спутнику связи «Уэстар» 6 с помощью установки ММУ

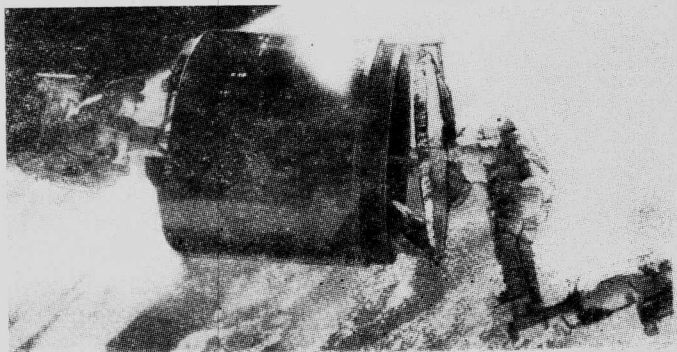


Рис. 5. Использование рабочей платформы на дистанционном манипуляторе для возвращения спутника «Уэстар» 6 в ОПН

был зафиксирован в ОПН с помощью защепок на специальной платформе.

Проведенные операции по спасению спутников, вышедших из строя на орбите, показали, что космонавт в условиях невесомости может манипулировать с объектами большой массы. Были продемонстрированы технические возможности, имеющие важное значение при создании долговременной пилотируемой орбитальной станции.

За три часа до посадки ВКС на мысе Канаверал ВПП № 15 была закрыта сплошной облачностью, которая исчезла при посадке. В связи с облачностью рассматривались возможность посадки орбитальной ступени на авиабазе Эдвардс (шт. Калифорния), а также продление орбитального полета на одни сутки с посадкой ВКС на мысе Канаверал (шт. Флорида).

Большая задержка орбитального полета была небезопасной: в отсеке полезной нагрузки корабля находились спутники «Палапа» В-2 и «Уэстар» 6, в баках которых имелись остатки гидразина. На орбите гидразин мог замерзнуть и разорвать топливные баки, а в условиях нагрева при спуске в атмосфере вытечь из баков, испариться и, смешавшись с другими газами, стать взрывоопасным. Во время полета ВКС со спутниками «Палапа» В-2 и «Уэстар» 6 на борту космонавты по возможности старались ориентировать корабль таким образом, чтобы для предотвращения замерзания гидразина эти спутники в открытом ОПН нагревались солнечными лучами. Рассматривался даже аварийный вариант, предусматривавший в случае большой задержки полета выбрасывание спутников из грузового отсека корабля и посадку ВКС без спасаемых объектов.

Непосредственно перед расчетным моментом включения двигателей системы орбитального ма-

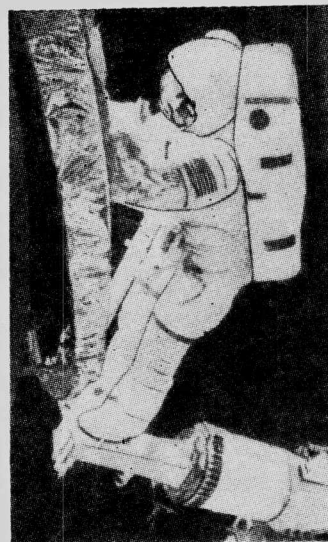


Рис. 6. Космонавт на рабочей платформе, прикрепленной к дистанционному манипулятору

неврирования метеорологические условия на мысе Канаверал улучшились и посадка там стала безопасной.

Включение ЖРД ОМС для отработки тормозного импульса было осуществлено над Индийским океаном за ~1 ч до завершения полета. Двигатели проработали 180 с и обеспечили тормозной импульс ~100 м/с. После входа в атмосферу трасса участка спуска аппарата прошла через северную часть Мексикки, южную часть США и Мексиканский залив.

Специалистами космического центра им. Джонсона ВКС был обнаружен визуально на высоте 67 км в виде красной точки, за которой тянулся инверсионный след. В районе посадки аппарат был визуально обнаружен за 8 мин до касания ВПП. Звуковой удар был слышен на большой площади центральной части шт. Флорида.

Посадка осуществлялась в ручном режиме. Касание полосы колесами основного шасси произошло в 820 м от входной кромки ВПП № 15. Носовое колесо коснулось полосы в 1945 м от входной кромки. Длина пробега аппарата составила 3708 м. Через 30 мин после посадки экипаж покинул ВКС «Дискавери».

Руководство NASA приняло решение использовать ВКС «Дискавери» в пятнадцатом полете МВКА «Спейс Шаттл» с секретной полезной нагрузкой министерства обороны США. Первоначально предусматривалось, что в пятнадцатом полете в составе МВКА будет ВКС «Челленджер». Однако специалистами было установлено, что прочность клеевого соединения многих теплозащитных плиток этого аппарата уменьшилась в результате взаимодействия грунтовок, наносимой на обшивку ВКС перед установкой теплозащитного покрытия, с водоотталкивающим покрытием из гексаметилдисилазана. Первоначально предусматривалось снять и доработать не более 1200 плиток, однако впоследствии было установлено, что доработки потребуют около 4500 теплозащитных плиток. В середине ноября 1984 г. с ВКС «Челленджер» было снято ~3000 плиток (рис. 7). В основ-

ном плитки снимались с подфюзеляжной поверхности и левой нижней передней части фюзеляжа. Продолжается снятие плиток с кия и верхней передней части фюзеляжа. Большой объем работ по ремонту теплозащитного покрытия ВКС «Челленджер» явился главной причиной пересмотра планов NASA по использованию этого аппарата в дальнейших полетах МВКА «Спейс Шаттл».

Подготовка ВКС «Дискавери» к пятнадцатому полету МВКА «Спейс Шаттл» идет в соответствии с намеченным графиком. Полет был намечен на 23 января 1985 г. В основных ЖРД SSME должны быть заменены турбонасосные агрегаты высокого давления, обеспечивающие подачу горючего и окислителя в камеры сгорания двигателей.

С подфюзеляжной поверхности ВКС были сняты 22 теплозащитные плитки для определения состояния грунтовки под клеевым соединением плиток. Было установлено, что размягчения грунтовки не произошло [3, 4].

В ходе пятнадцатого полета МВКА «Спейс Шаттл» на ВКС «Дискавери» будут испытываться два типа водонепроницаемого покрытия системы теплозащиты. На 20 000 плиток нанесут водоотталкивающий состав «Скопгард», а 2000 панелей усовершенствованного гибкого покрытия многократного применения AFRSI, под которыми нет грунтовки на основе клея-герметика RTV-577, покроют гексаметилдисилазаном [5, 6].

1. Сообщение агентства АП, 8—16/XI, 1984.

2. Interavia Air Letter, 1984, 8/XI, N 10627, p. 6.

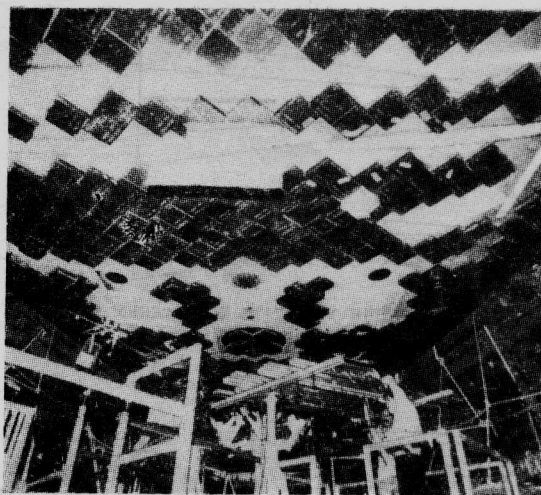


Рис. 7. Теплозащитное покрытие на подфюзеляжной части ВКС «Челленджер» во время ремонта

3. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 19/XI, N 21, p. 16—19.

4. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 26/XI, N 22, p. 20—25.

5. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 10/XII, N 24, p. 23.

6. Aerospace Daily, 1984, v. 130, 24/XI, N 14, p. 106.

Референт *О. Н. Пешков*.
Редактор *Н. Н. Новичков*.

УДК 629.762 (73)

КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ*

В научно-исследовательском центре (НИЦ) им. Лэнгли были исследованы некоторые концепции крылатых ракет (КР), считающихся перспективными для различных условий боевого применения. Основное внимание уделялось анализу аэродинамических характеристик, плотности компоновки, удобству транспортировки и подвески ракет на носителе. При исследовании концепций КР класса воздух—поверхность, предназначенных для подавления противовоздушной обороны (ПВО) или нанесения ударов по кораблям, увеличение веса, полезной нагрузки и дальности действия считалось более предпочтительным, чем повышение маневренности ракет. Для ракет класса воздух—воздух и поверхность—воздух главной характеристикой была маневренность.

В ходе исследований были изучены: монопланы с толстым верхне- или нижнерасположенным треугольным крылом большой стреловидности и корпусом полукруглого сечения, аэродинамические схемы с кольцевым и полукольцевым крылом, крылом типа «парасоль», а также аппараты с несущим корпусом эллиптического сечения.

* Spearman M. L. Unconventional missile concepts from consideration of varied mission requirements. AIAA Paper N 84-0076.

Требования к ракетам разрабатывались на основе возможных условий их боевого применения при наличии потенциальной угрозы со стороны противника и включают следующие задачи: прорыв к стратегическим, тактическим целям, обеспечение ПВО, превосходства в воздухе, ведение противокорабельных операций.

КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ С ТРЕУГОЛЬНЫМ КРЫЛОМ

Концепция ракеты с коническим корпусом и треугольным крылом (рис. 1) представляет собой затупленный корпус большого удлинения с углом при вершине $14,2^\circ$. Корпус оснащен крылом большой стреловидности и небольшими вертикальными стабилизаторами в хвостовой части для обеспечения путевой устойчивости. Характеристики продольного движения ракеты при числе $M=2$ (рис. 2) показывают, что значительное приращение подъемной силы осуществляется за счет относительно небольшого крыла с малым удлинением. Одновременно достигается положительная продольная устойчивость. Изменение коэффициентов подъемной силы и момента тангажа в зависимости от угла атаки имеет практически линейный характер до значения $\alpha=26^\circ$. Наличие крыла увеличивает лобовое

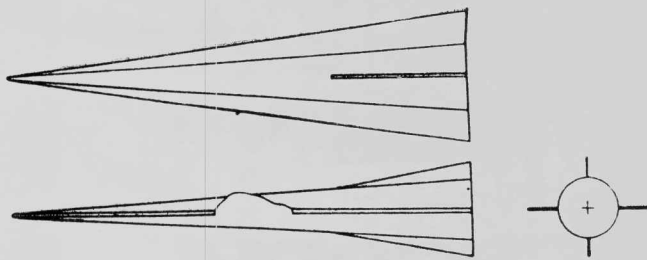


Рис. 1. Концепция ракеты с коническим корпусом и треугольным крылом

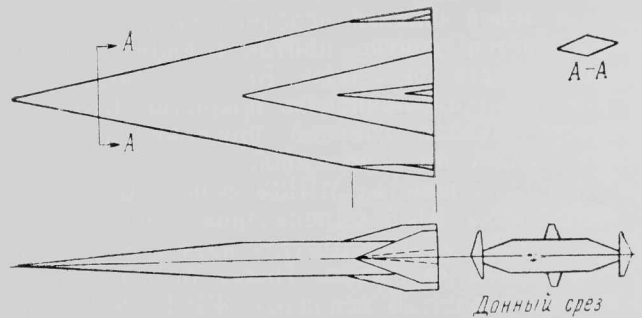
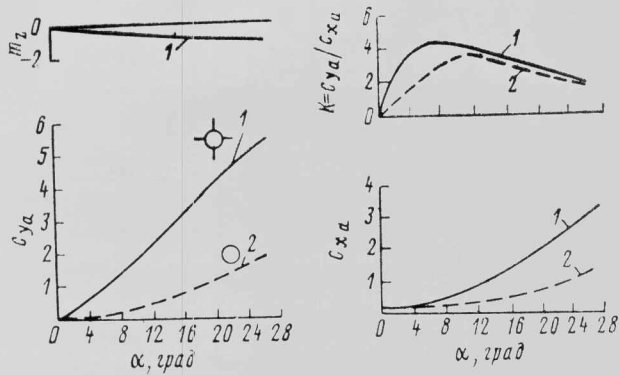


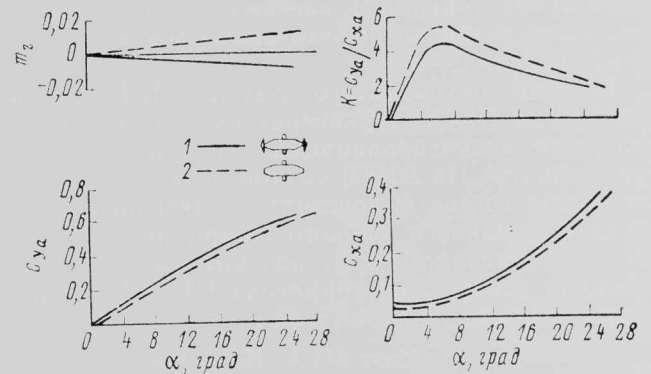
Рис. 3. Концепция ракеты с утолщенным треугольным крылом



m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы; $K = c_{y_a} / c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления

1 — конический корпус с крылом и вертикальными стабилизаторами; 2 — конический корпус без крыла и стабилизаторов

Рис. 2. Характеристики продольного движения для концепции ракеты с коническим корпусом и треугольным крылом при числе $M=2$



m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы; $K = c_{y_a} / c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления

1 — схема с концевыми крылышками; 2 — схема без концевых крылышек

Рис. 4. Характеристики продольного движения для концепции ракеты с утолщенным треугольным крылом при числе $M=2$

сопротивление аппарата, однако зависимость аэродинамического качества с поправкой на донное сопротивление для учета влияния реактивной струи за донным срезом имеет выраженный максимум порядка 5 единиц при угле атаки $\sim 6^\circ$. Для ракет этого типа с длиной корпуса $\sim 0,76$ м характеристики продольного движения обеспечивают полет почти на уровне моря при весе ~ 175 кгс и тяге 35 кгс.

Летно-технические характеристики, особенно дальность и поражающая способность, определяются размерами ракеты, высотой полета и распределением веса между бортовыми системами.

Концепция ракеты с утолщенным треугольным крылом со стреловидностью 79° (рис. 3). Носки крыла скошены таким образом, что тонкая носовая часть имеет ромбовидное сечение, а хвостовая часть переходит в относительно толстый профиль с восьмиугольным поперечным сечением в области заокцовок и донного среза. По осевой линии на верхней и нижней поверхностях хвостовой части установлены клиновидные вертикальные стабилизаторы, на крыле — концевые крылышки формой полуклина. Характеристики продольного движения ракеты приведены на рис. 4 для числа $M=2$ с концевыми крылышками и без них. Применение концевых крылышек, влияющих на поле потока на поверхности крыла, приводит к увеличению подъемной силы и стабилизирующему приращению момента тангажа. Хотя дополнительное сопротивление концевых крылышек приводит к уменьшению

аэродинамического качества, его максимальное значение с учетом поправки на донное сопротивление достигается при угле атаки 6° . Считается, что при этих условиях ракета длиной 0,76 м при полете почти на уровне моря с числом $M=2$ может иметь вес ~ 324 кгс, тягу ~ 73 кгс. При тех же габаритах вес ракеты на высоте 12 810 м уменьшается до 64 кгс. Дополнительные сведения для чисел $M \leq 4,63$ приведены в отчете NASA TM X-1601 (1968 г.). Например, ракета длиной 0,76 м на высоте 19 825 м со скоростью, соответствующей числу $M=4,63$, может иметь вес ~ 109 кгс.

Концепция с полуконическим корпусом и треугольным крылом (рис. 5) рассматривалась в отчетах NASA TM X-167 (1951 г.) и NASA TM X-1601 (1968 г.). Полуконический корпус имеет

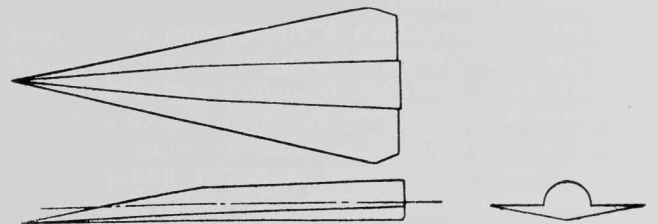
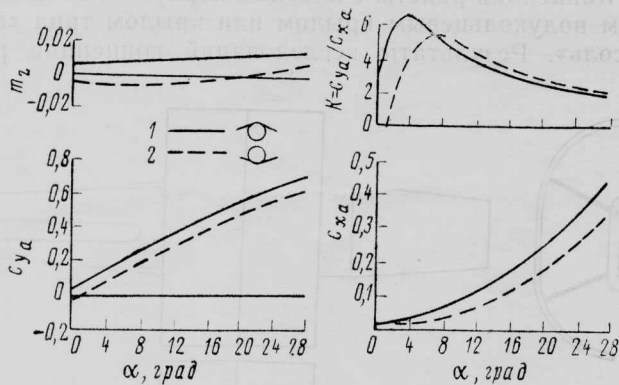


Рис. 5. Концепция ракеты с полуконическим корпусом и треугольным крылом



m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы; $K = c_{y_a} / c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления
1 — схема с верхним расположением крыла; 2 — схема с нижним расположением крыла

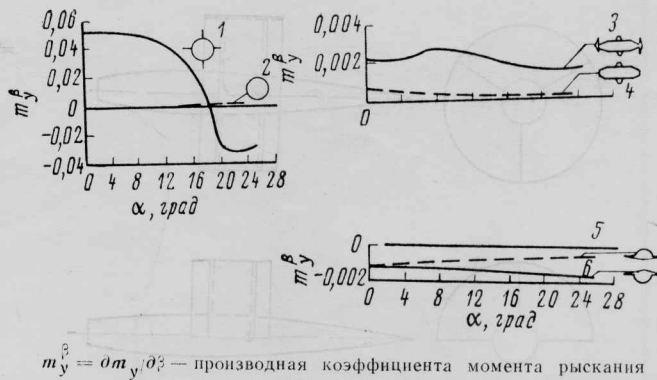
Рис. 6. Характеристики продольного движения для концепции ракеты с полуконическим корпусом и верхней или нижней расположенным крылом при числе $M=2$

большое удлинение и оснащен треугольным крылом с малой относительной толщиной профиля. Угол стреловидности передних кромок крыла составляет 78° . Модель ракеты испытывалась с нижней и верхнерасположенным крылом. Имитация верхнерасположенного крыла достигалась переворотом модели в аэродинамической трубе (АДТ). Вследствие некоторой асимметрии корпуса и крыла переворот модели, наряду с изменением расположения крыла, приводил к ряду других отличий в геометрии.

Характеристики продольного движения ракеты при числе $M=2$ (рис. 6) показывают, что для перевернутой модели (верхнее расположение крыла) обеспечивается положительное приращение подъемной силы и момента тангажа в том же диапазоне углов атаки, в котором исследовался вариант модели с нижним расположением крыла. Эти результаты обусловлены частичным влиянием на крыло поля потока от корпуса, а также некоторой асимметрией профиля носовой части корпуса.

Несмотря на увеличение лобового сопротивления, для конфигурации модели с верхним расположением крыла отмечается заметное повышение максимального аэродинамического качества при небольших углах атаки и обеспечение аэродинамического качества ~ 3 при нулевом угле атаки. Считается, что при нулевом угле атаки ракета с верхнерасположенным крылом и корпусом длиной 0,76 м может осуществлять маршевый полет почти над уровнем моря при числе $M=2$, весе 125 кгс и тяге ~ 41 кгс. Увеличение угла атаки до 4° позволяет повысить вес до 422 кгс, потребную тягу до 66 кгс. При числе $M=4,63$ и высоте полета ~ 19825 м вес равен 102,5 кгс. Увеличение длины корпуса ракеты до 7,6 м позволяет увеличить вес до 1025 кгс.

Путевая устойчивость концепций ракет с треугольным крылом. Статические характеристики путевой устойчивости при числе $M=2$ для трех рассматриваемых концепций крылатых ракет с треугольным крылом приведены на рис. 7. Конический корпус с крылом и вертикальными стабилизаторами имеет высокую степень путевой устойчивости



$m_y^\beta = \partial m_y / \partial \beta$ — производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения

1 — конический корпус с крылом и вертикальными стабилизаторами; 2 — конический корпус без крыла и стабилизаторов; 3 — схема с концевыми крылышками; 4 — схема без концевых крылышек; 5 — схема с нижним расположением крыла; 6 — схема с верхним расположением крыла

Рис. 7. Характеристики путевой устойчивости для концепций ракет с треугольным крылом при числе $M=2$

при углах атаки, как правило, превышающих те значения, при которых достигается максимальное аэродинамическое качество ($\sim 8^\circ$). Путевая устойчивость довольно быстро ухудшается при углах атаки, превышающих 12° , неустойчивость проявляется при углах атаки более 18° .

Концепция ракеты с утолщенным треугольным крылом без концевых крылышек имеет низкий уровень путевой устойчивости вплоть до угла атаки 26° . При установке концевых крылышек в этом диапазоне углов атаки обеспечивается достаточно высокий уровень путевой устойчивости. Положительное приращение путевой устойчивости согласуется со стабилизацией продольной устойчивости, обеспечиваемой концевыми крылышками (см. рис. 4).

Полуконический корпус с верхним и нижним расположением крыла имеет путевую неустойчивость. Это явление может быть устранено установкой небольших стабилизаторов на корпусе или концевых крылышек. Зависимость изменения путевой устойчивости от угла атаки определяется для этих концепций крылатых ракет некоторыми явлениями интерференции поля потока. Полагают, что эти изменения происходят в результате воздействия поля давлений крыла на переднюю часть корпуса. В случае нижнего расположения крыла может уменьшиться боковая сила на передней части корпуса, что вызовет стабилизацию. В случае верхнего расположения крыла увеличивается боковая сила на передней части корпуса, что приводит к дестабилизации. Изменения путевой устойчивости от угла атаки относительно небольшие и могут не влиять на характеристики ракеты при установке концевых крылышек.

КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ С КОЛЬЦЕВЫМ КРЫЛОМ И КРЫЛОМ ТИПА „ПАРАСОЛЬ“

Концепция ракеты с кольцевым крылом. В течение ряда лет предпринималось множество попыток использования концепций кольцевого крыла для снижения волнового сопротивления за счет взаимодействия отраженных скачков уплотнения от крыла с хвостовой частью корпуса. Несмотря на то, что было достигнуто некоторое снижение волнового сопротивления, установлено, что общее

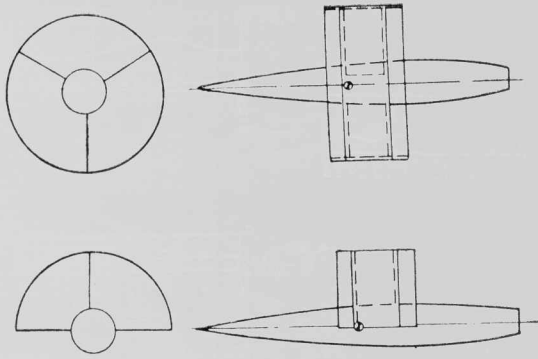
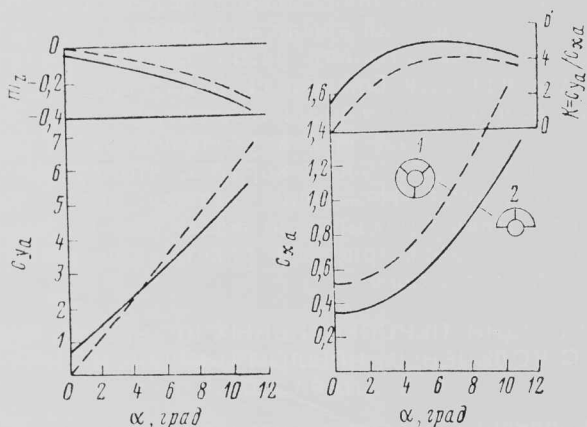


Рис. 8. Концепции ракет с кольцевым и полукольцевым крылом

лобовое сопротивление увеличивается за счет сопротивления крыла и поддерживающих пилонов.

Некоторые результаты исследований этой концепции были взяты из отчета NASA TN-D-1272 (1962 г.), в котором приводятся данные анализа конфигурации корпус — кольцевое крыло и корпус — полукольцевое крыло (рис. 8). Характеристики продольного движения для концепций ракет с кольцевым и полукольцевым крылом приведены на рис. 9 при числе $M=2,2$. Оказалось, что при снижении волнового сопротивления на 50% в случае использования кольцевого крыла суммарное лобовое сопротивление схемы уменьшилось только на 7%. Полукольцевая схема была исследована с целью уменьшения приращения лобового сопротивления крыла. Результаты показали, что кроме уменьшения суммарного лобового сопротивления было достигнуто увеличение аэродинамического качества. При нулевом значении угла атаки возникает положительное приращение подъемной силы, индуцируемое скачком уплотнения на носовой части, пересекающимся с полукольцевым крылом. Соответствующее значение аэродинамического качества при нулевом угле атаки равно 2. Таким образом, несущие свойства данной конфигурации позволяют обеспечить горизонтальный маршевый полет при нулевом угле атаки.



m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы; $K=c_{y_a}/c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления
1 — схема с кольцевым крылом; 2 — схема с полукольцевым крылом

Рис. 9. Характеристики продольного движения для концепций ракет с кольцевым и полукольцевым крылом при числе $M=2,2$

Концепция ракеты с плоским корпусом, оснащенным полукольцевым крылом или крылом типа «парасоль». Результаты исследований концепции ра-

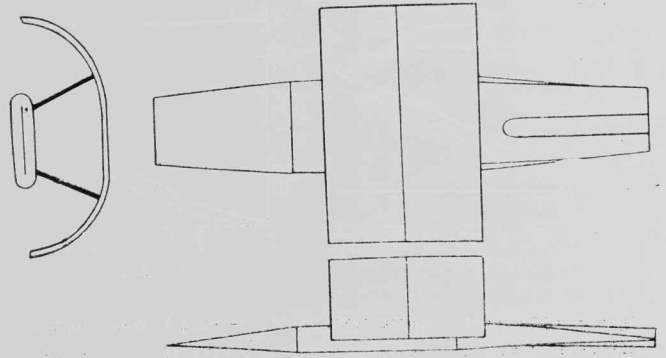


Рис. 10. Концепция ракеты с плоским корпусом и модифицированным полукольцевым крылом

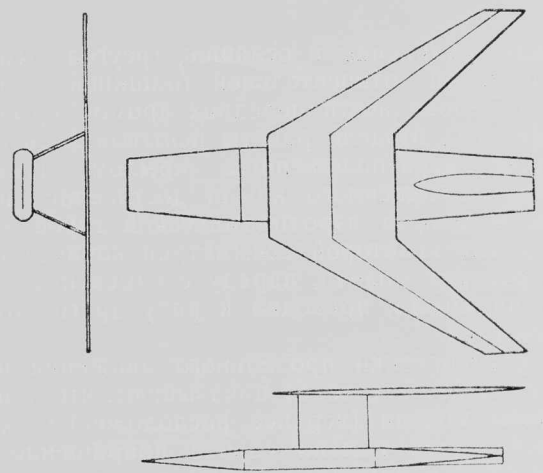
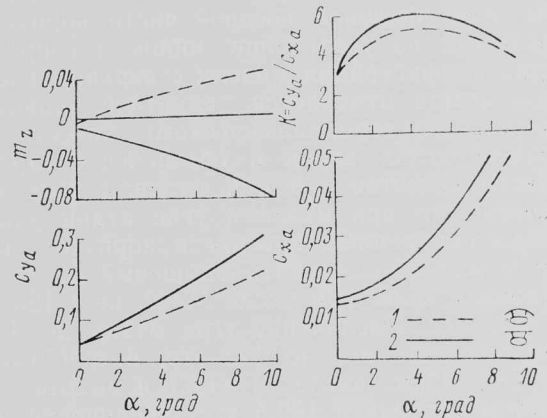


Рис. 11. Концепция ракеты с плоским корпусом и стреловидным крылом типа «парасоль»



m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы; $K=c_{y_a}/c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления
1 — схема с полукольцевым крылом; 2 — схема с крылом типа «парасоль»

Рис. 12. Характеристики продольного движения для концепций ракет с плоским корпусом, оснащенным модифицированным полукольцевым крылом или стреловидным крылом типа «парасоль» при числе $M=3$

кеты с полукольцевым крылом, опубликованные в отчете NASA TN D-1272 (1962 г.), привели к изучению схем с крылом типа «парасоль». В отчете NASA TM X-1551 (1968 г.) были опубликованы результаты исследований концепций крылатых ракет с полуплоским корпусом, оснащенным модифицированным полукольцевым крылом или стреловидным крылом типа «парасоль». Концепции ракет этого типа представлены на рис. 10 и 11. Рис. 12 иллюстрирует некоторые типовые характеристики продольного движения ракет этого типа при числе $M=3$. Хотя полукольцевое крыло и стреловидное крыло типа «парасоль» имеют одинаковую общую площадь, геометрические различия существенно сказываются на аэродинамических характеристиках ракет.

Применение модифицированного полукольцевого крыла дает существенный выигрыш за счет эффекта интерференции отраженного скачка уплотнения с хвостовой частью, что характеризуется более низким лобовым сопротивлением при постоянном угле атаки. В то же время крыло стреловидной формы в плане обеспечивает большую величину подъемной силы, более низкое индуктивное сопротивление и смещение назад центра давления, что увеличивает продольную устойчивость, а также более высокие значения аэродинамического качества, за исключением нулевого угла атаки, когда различие невелико.

Считается, что ракета такой схемы с корпусом длиной 0,91 м и весом ~336 кгс может осуществлять полет на высоте 10 675 м при числе $M=3$. Десятикратное увеличение габаритов ракеты позволит ей осуществлять полет на высоте 25 925 м при весе ~3402 кгс.

Концепции ракет с верхне- или нижнерасположенным крылом типа «парасоль». Дальнейшая модификация концепции со стреловидным крылом типа «парасоль» в диапазоне чисел $M=3 \div 4,63$ включает различные положения крыла относительно корпуса. Результаты некоторых исследований этой концепции приведены в отчете NASA TN D-4855 (1968 г.). Концепция крылатой ракеты с модифицированным верхне- или нижнерасположенным крылом показана на рис. 13. Некоторые характеристики продольного движения ракеты этого типа при числах $M=3$ и $M=4,63$ приведены на рис. 14. На рис. 15 представлены зависимости аэродинами-

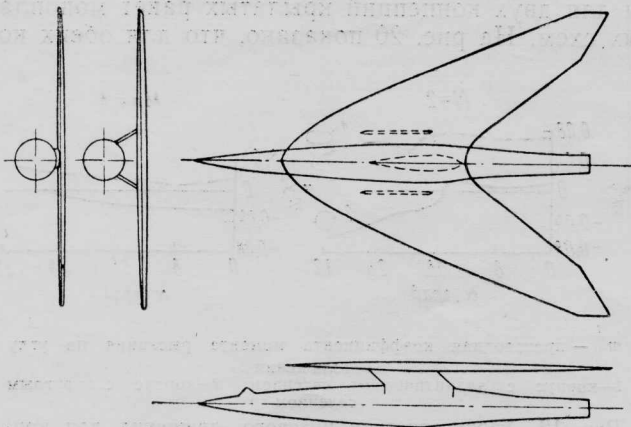
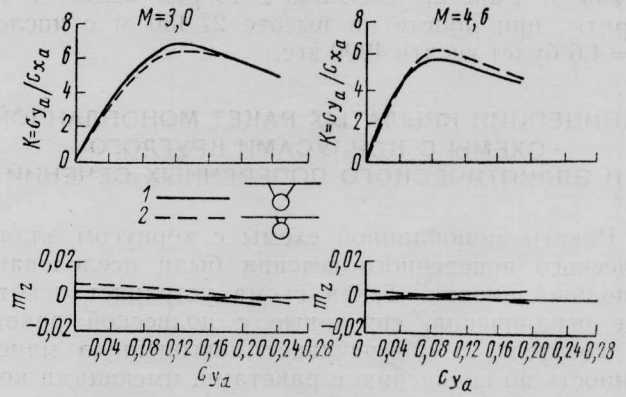


Рис. 13. Концепция крылатой ракеты с модифицированным крылом типа «парасоль»



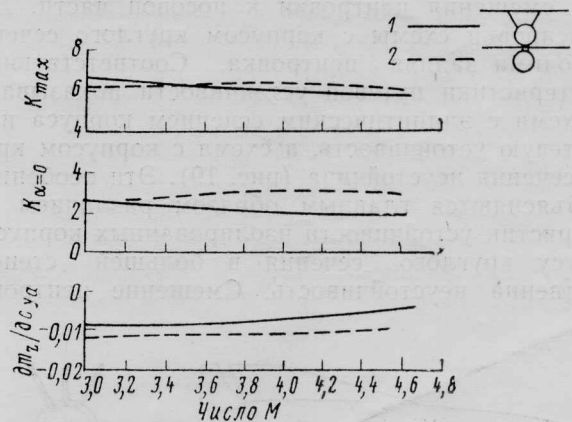
$K = c_{y_a} / c_{x_a}$ — аэродинамическое качество; m_z — коэффициент момента тангажа; c_{y_a} — коэффициент подъемной силы
1 — схема с верхним расположением крыла; 2 — схема с нижним расположением крыла

Рис. 14. Характеристики продольного движения для концепций крылатых ракет с модифицированным верхне- и нижнерасположенным крылом типа «парасоль» при числах $M=3$ и $M=4,63$

ческого качества и производной коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы от числа M .

Результаты испытаний (рис. 14) показывают возможность балансировки ракеты без отклонения поверхностей управления при максимальном аэродинамическом качестве и значении коэффициента подъемной силы, соответствующем углу атаки 4° . Небольшое значение угла атаки обеспечивается вследствие благоприятного интерференционного влияния отраженного скачка уплотнения крыла типа «парасоль». Нижнее положение крыла более предпочтительно, чем верхнее, поскольку по мере увеличения числа M достигаются большие значения аэродинамического качества.

Считается, что ракета с корпусом длиной 0,91 м и весом 295 кгс сможет совершать полет со скоростью, соответствующей числу $M=3$ на высоте



K_{max} — максимальные значения аэродинамического качества; $K_{\alpha=0}$ — аэродинамическое качество при нулевом угле

атаки; $\frac{dm_z}{dc_{y_a}} = m_z'_{y_a}$ — производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы

1 — схема с верхнерасположенным крылом; 2 — схема с нижнерасположенным крылом

Рис. 15. Характеристики продольного движения для концепций крылатых ракет с модифицированным крылом типа «парасоль» в зависимости от числа M

12 200 м. Ракета, имеющая в 10 раз большие габариты, при полете на высоте 27 450 м с числом $M=4,6$ будет весить 4990 кгс.

КОНЦЕПЦИИ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ МОНОПЛАННОЙ СХЕМЫ С КОРПУСАМИ КРУГЛОГО И ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО ПОПЕРЕЧНЫХ СЕЧЕНИЙ

Ракеты монопланной схемы с корпусом эллиптического поперечного сечения были исследованы довольно широко. Такая схема устраняет некоторые ограничения, связанные с подвеской ракеты на носителе, и обеспечивает повышенную маневренность по сравнению с ракетами, имеющими корпус круглого сечения, благодаря увеличению несущей способности эллиптического корпуса, что отражено в отчете NASA TM-74079 (1977 г.).

У ракеты с корпусом круглого сечения две консоли крыла и крестообразное оперение с расположением консолей стабилизаторов под углом 30° (рис. 16). У ракеты с корпусом эллиптического сечения (рис. 17) такое же распределение площадей, но сечения корпуса были трансформированы в эллипсы с отношением главных осей 3:1. Геометрия консолей крыла не изменилась, но их корневые части вошли внутрь корпуса ракеты, в результате чего площадь крыла, омываемая потоком, уменьшилась. Геометрия хвостового оперения идентична для обоих вариантов.

Характеристики продольного движения для двух концепций ракет при числах $M=2$ и $M=4,6$ (рис. 18) иллюстрируют существенное увеличение нормальной силы и снижение продольной устойчивости для варианта с корпусом эллиптического сечения. Детальные исследования показали, что приращение подъемной силы для корпуса эллиптического сечения на 25% превышает аналогичный параметр для схемы с корпусом круглого сечения. Большая часть этого приращения приходится на переднюю часть корпуса.

Обеспечение балансировки схемы с корпусом эллиптического сечения требует на больших углах атаки смещения центровки к носовой части. Для балансировки схемы с корпусом круглого сечения необходима задняя центровка. Соответствующие характеристики путевой устойчивости показывают, что схема с эллиптическим сечением корпуса имеет путевую устойчивость, а схема с корпусом круглого сечения неустойчива (рис. 19). Эти особенности объясняются главным образом различием характеристик устойчивости изолированных корпусов. Корпусу круглого сечения в большей степени свойственна неустойчивость. Смещение центровки

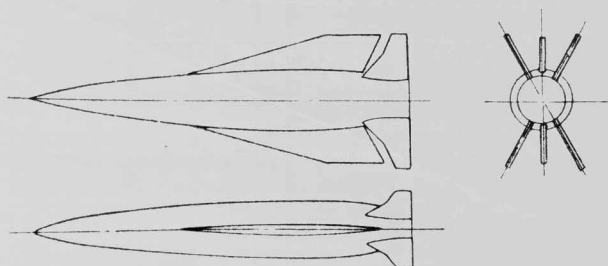


Рис. 16. Концепция крылатой ракеты типа моноплан с корпусом круглого сечения

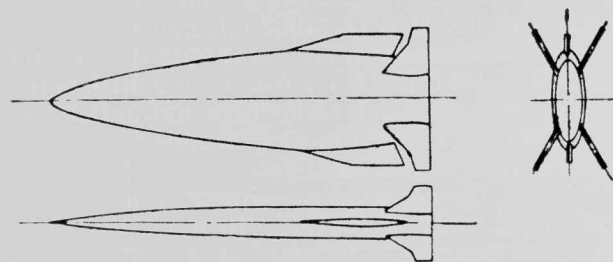
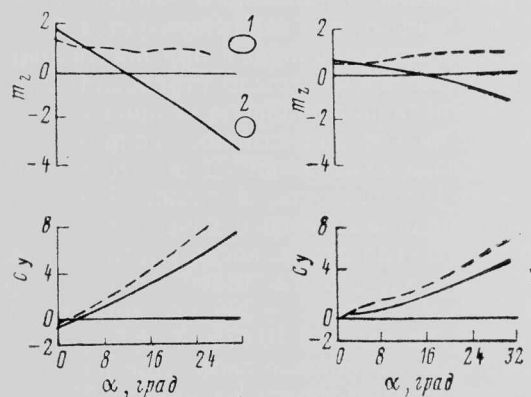


Рис. 17. Концепция крылатой ракеты типа моноплан с корпусом эллиптического сечения

для улучшения маневренности в плоскости продольного движения при больших углах атаки (передняя центровка для корпуса с эллиптическим

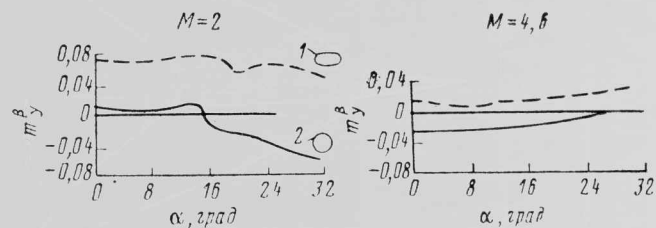


m_z — коэффициент момента тангажа; c_y — коэффициент нормальной силы
1 — корпус с эллиптическим сечением; 2 — корпус с круглым сечением

Рис. 18. Характеристики продольного движения для концепции крылатых ракет монопланной схем (угол отклонения рулей 10° , $M=2$ и $M=4,6$, центровка соответствует 0,6 длины корпуса)

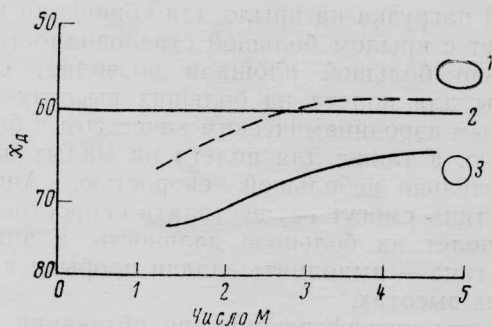
сечением и задняя центровка для корпуса с круглым сечением) приводит к увеличению путевой устойчивости для схемы с корпусом эллиптического сечения и уменьшению путевой устойчивости для схемы с корпусом круглого сечения.

На рис. 20 и 21 характеристики продольной и путевой устойчивости как функции числа M приведены для двух концепций крылатых ракет монопланной схем. На рис. 20 показано, что для обеих кон-



m_y^{β} — производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения
1 — корпус с эллиптическим сечением; 2 — корпус с круглым сечением

Рис. 19. Характеристики путевой движения для концепции крылатых ракет монопланной схем (угол отклонения рулей 0° , $M=2$ и $M=4,6$, центровка соответствует 0,6 длины корпуса)



x_d — положение центра давления (в процентах от длины корпуса)
 1—корпус с эллиптическим сечением; 2—условное положение центра тяжести; 3—корпус с круглым сечением

Рис. 20. Зависимость изменения положения центра давления от числа M для крылатых ракет монопланной схем при нулевом угле атаки

фигурций центр давления смещается вперед при увеличении числа M . При этом центр давления конфигурации с корпусом круглого сечения занимает более заднее положение.

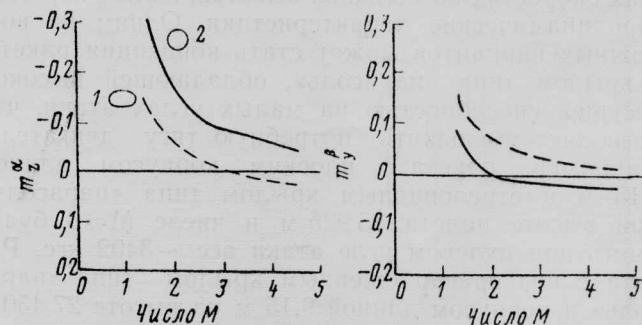
Условное положение центра тяжести принято на расстоянии 0,6 длины корпуса. Предполагается, что переднюю центровку, оптимальную для конфигурации с эллиптическим корпусом, реализовать нетрудно. Обеспечение задней центровки, необходимой для корпуса круглого сечения, является более сложным.

Изменение характеристик устойчивости дополнительно показано на рис. 21. С увеличением числа M значительно уменьшается продольная и путевая устойчивость двух конфигураций крылатых ракет монопланной схем. Вариант с круглым сечением корпуса имеет более высокую продольную и более низкую путевую устойчивость. Если центр тяжести разместить таким образом, что характеристики продольного и путевого движения ракеты будут находиться внутри границ устойчивости во всем диапазоне чисел M для обеих конфигураций, то в результате окажется, что схема с корпусом круглого сечения будет по-прежнему иметь более высокую продольную устойчивость, что необходимо учитывать при балансировке. Путевая устойчивость для схемы с корпусом эллиптического сечения будет продолжать увеличиваться.

Максимальные значения аэродинамического качества как функции числа M приведены на рис. 22. Концепция ракеты с эллиптическим корпусом имеет несколько более высокие значения аэродинамического качества, обладая одновременно большей несущей способностью и меньшим лобовым сопротивлением. Для схем этого типа более высокие значения аэродинамического качества могут использоваться для обеспечения большего диапазона дальностей маршевого полета или меньшего радиуса разворота при полете с маневрированием.

УСЛОВИЯ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ

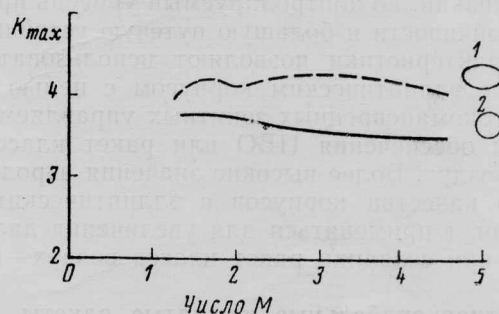
Некоторые рассмотренные нетрадиционные концепции крылатых ракет обладают рядом характеристик, отвечающих требованиям выполнения определенных боевых задач. Среди наиболее важных



$m_z^\alpha = dm_z/d\alpha$ — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; m_y^β — производная коэффициента момента рыскания по углу скольжения

1—корпус с эллиптическим сечением; 2—корпус с круглым сечением

Рис. 21. Зависимость изменения продольной и путевой устойчивости от числа M для крылатых ракет монопланной схем при нулевом угле атаки и центровке, соответствующей 0,6 длины корпуса



K_{max} — максимальное аэродинамическое качество
 1—корпус с эллиптическим сечением; 2—корпус с круглым сечением

Рис. 22. Зависимость изменения максимального аэродинамического качества от числа M для крылатых ракет монопланной схем

требований следует отметить большой вес боевой части, малое лобовое сопротивление, низкий уровень демаскирующих признаков, удобство транспортировки и подвески, низкую стоимость и др.

Крылатые ракеты для прорыва к тактическим целям. Для подавления на поле боя сосредоточений боевой техники и войск могут быть использованы крылатые ракеты, созданные на основе концепций ракет с большой скоростью полета на малой высоте, осуществляющих пролет над целью и рассеивание суббоеприпасов кассетной боевой части на нисходящей ветви траектории. Проведенный анализ схем показывает, что для ракет с корпусом длиной 0,76 м при полете на малой высоте (<1525 м) со скоростью, соответствующей числу $M=2$, и углом атаки 6° вес 324 кгс может быть обеспечен за счет толстого треугольного крыла. При угле атаки 4° вес ~ 422 кгс достигается благодаря полуконическому корпусу и верхнерасположенному треугольному крылу. Ракеты этих схем имеют большое удлинение при малых линейных размерах, что затрудняет их обнаружение. Доказано также, что ракеты с подобными конфигурациями устойчивы к воздействию высоких тепловых и конструктивных нагрузок.

Крылатые ракеты для прорыва к стратегическим целям, рассчитанные для полетов при боль-

ших скоростях на больших высотах, имеют хорошие аэродинамические характеристики. Одним из возможных вариантов может стать концепция ракеты с крылом типа «парасоль», обладающей высокой несущей способностью на малых углах атаки, что позволяет уменьшить потребную тягу двигателя. Например, ракета с плоским корпусом длиной 9,15 м и стреловидным крылом типа «парасоль» при высоте полета 25 925 м и числе $M=3$ будет иметь при нулевом угле атаки вес ~ 3402 кгс. Ракета с низкорасположенным крылом типа «парасоль» и корпусом длиной 9,15 м на высоте 27 450 м при числе $M=4,6$ и угле атаки 4° будет весить ~ 4990 кгс.

Маневренные крылатые ракеты. Ракеты схемы моноплан с корпусом эллиптического сечения обладают возможностью увеличения маневренности за счет аэродинамических характеристик корпуса. Эллиптический корпус в сравнении с корпусом круглого сечения гарантирует не только более высокую подъемную силу, но и меньшее лобовое сопротивление, низкий, но контролируемый уровень продольной устойчивости и большую путевую устойчивость. Эти характеристики позволяют использовать концепции с эллиптическим корпусом с целью создания высокоманевренных зенитных управляемых ракет для обеспечения ПВО или ракет класса воздух — воздух. Более высокие значения аэродинамического качества корпусов с эллиптическим сечением могут применяться для увеличения дальности полета при создании ракет класса воздух — поверхность.

Противокорабельные крылатые ракеты. Характеристики рассмотренных схем позволяют использовать их при создании авиационных и корабельных крылатых ракет для борьбы с надводными кораблями противника. Важными качествами являются большой вес полезной нагрузки, высокая скорость, низкий уровень демаскирующих признаков, удобство транспортировки, подвески и пуска.

Условия боевого применения крылатых ракет во многом общие при выполнении различных задач. Кроме того, боевые возможности ракет могут варьироваться в зависимости от типа реактивного двигателя, стартовой установки, габаритов, веса и других характеристик.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании некоторых отличительных характеристик рассмотренных концепций специалисты НИЦ им. Лэнгли сделали следующие выводы. Характер зависимостей лобового сопротивления и

удельной нагрузки на крыло для концепций крылатых ракет с крылом большой стреловидности и относительно большой площади позволяет создать аппараты для полета на больших высотах с максимальным аэродинамическим качеством и большой скоростью, а также для полета на малых высотах с относительно небольшой скоростью. Аппараты первого типа смогут осуществлять скоростной маршевый полет на большую дальность, а аппараты второго типа — выполнять задачи прорыва к целям на малых высотах.

Эффекты интерференции при обтекании в ряде случаев приводят к изменению аэродинамических характеристик. Этим объясняется, например, эффективность концевых крылышек. Помимо основной цели — обеспечения путевой устойчивости — установка концевых крылышек приводит также к увеличению продольной устойчивости аппарата. Высота расположения крыла на корпусе с полукруглым сечением, а также сравнение кольцевых крыльев с крыльями типа «парасоль» показывают, что поле течения влияет на подъемную силу и момент тангажа при нулевом угле атаки. В результате определены конфигурации крылатых ракет, для которых высокие значения аэродинамического качества могут быть достигнуты при небольших углах атаки.

Считают, что:

схемы ракет с треугольным крылом большой стреловидности обеспечивают удовлетворительную грузоподъемность при полете на малых высотах с большими скоростями; эти схемы применимы для выполнения задач прорыва к тактическим целям и противокорабельных операций;

конфигурации ракет с крылом типа «парасоль» в результате благоприятных интерференционных явлений обеспечивают высокую подъемную силу и небольшое лобовое сопротивление при скоростном полете на больших высотах; эти схемы применимы для выполнения задач прорыва к стратегическим целям и противокорабельных операций;

схемы ракет типа моноплан с эллиптическим корпусом обеспечивают высокую подъемную силу, небольшое лобовое сопротивление, хорошие характеристики маневренности и устойчивости; эти схемы применимы для выполнения задач противовоздушной обороны, ведения боевых действий в воздухе и нанесения ударов по наземным целям с воздуха.

Референт А. А. Люликов.
Редактор Н. Н. Новичков.

«ТИ», ЦАГИ, 1985, № 8, 1—32.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 9.04.85.

Подписано в печать 17.06.85.

Формат бумаги 60×90¹/₂.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 4,96

Тираж 3099 экз.

Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2175

