

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Особенности проектирования дозвуковых крылатых ракет	1
Парашютные системы спасения крылатых ракет	6
Исследования конструкций и материалов для перспективных космических транспортных систем многократного применения	15
Многослойные титановые теплозащитные плитки для перспективных МВКА	23
Седьмой полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“	29

УДК 629.76.01

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДОЗВУКОВЫХ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ*

Высокая эффективность современных систем ПВО, оснащенных РЛС, существенно меняет требования к стратегическим и тактическим крылатым ракетам (КР) по сравнению с практикой проектирования этих аппаратов в предыдущие годы. Для того чтобы быть эффективным оружием, КР дальнего действия раньше должна была иметь только хорошие аэродинамические характеристики, небольшой удельный расход топлива двигателя и минимальный стартовый вес. Однако бурное развитие радиолокационной техники и ее применение в целях обороны поставило перед разработчиками КР целый комплекс новых ограничений, что потребовало изменения существовавшей практики проектирования. В настоящее время и в будущем малая эффективная поверхность рассеяния (ЭПР) будет иметь, по крайней мере, такое же значение, как и высокие летные характеристики КР.

Требования к задачам, выполняемым крылатыми ракетами. Обсуждение проекта КР начинается с определения выполняемой задачи и условий боевого применения ракеты. При рассмотрении как стратегических, так и тактических задач большое внимание обращается на боевые возможности системы обороны потенциального противника.

В табл. 1 перечислены средства ПВО, действующие на различных участках траектории полета стратегической КР.

После пуска с самолета-носителя над акваторией океана на большой дальности от внешней границы ПВО крылатая ракета определенное расстояние может пролететь на высоте 12 км. При прорыве внешней границы ПВО ракета снижается до высоты несколько десятков метров над водной или земной поверхностью, что обеспечивает ее маскировку от РЛС обнаружения. На начальных участках прорыва определенную угрозу для КР представляют истребители-перехватчики, обладающие возможностями обнаружения и перехвата целей в нижней полусфере, которые наводятся самолетами дальнего обнаружения и управления, а также РЛС дальнего обнаружения и управления перехватом с земли.

* Hanson R. L., Kiehle M. H. Performance consideration in the design of subsonic cruise missiles. AIAA Paper N 82-0371.

Если траектория полета КР проходит над водной поверхностью, имеется определенная вероятность противодействия ей со стороны кораблей радиолокационного дозора и ракетных сторожевых кораблей.

По мере приближения к цели КР входит в зону, насыщенную зенитно-ракетными комплексами (ЗРК) и зенитной артиллерией ПВО. Обычно позиции зенитной артиллерии располагаются непосредственно вокруг цели на наиболее вероятных направлениях атаки. КР автономна и осуществляет полет по курсу на выбранную цель с облетом наземных препятствий. Траектория полета контролируется бортовым радиолокационным высотомером и корреляционной системой наведения по карте рельефа местности TERCOM.

В табл. 2 приведены средства противодействия на различных участках траектории полета тактической КР. Функции носителей КР в данном случае, вероятно, будут выполнять тактические самолеты.

Таблица 1

Средства противодействия стратегическим КР

Участок траектории полета стратегической КР	Средства противодействия
Маршевый участок траектории полета	Самолеты дальнего радиолокационного обнаружения и управления Истребители-перехватчики Корабли радиолокационного дозора Ракетные сторожевые корабли
Участок прорыва внешней границы ПВО	Истребители-перехватчики ЗУР с радиолокационными системами наведения РЛС дальнего обнаружения и управления перехватом с земли
Конечный участок траектории полета	Радиолокационные и ИК средства ЗУР и зенитная артиллерия ПВО

Таблица 2
Средства противодействия тактическим КР

Участок траектории полета тактической КР	Средства противодействия
Участок прорыва внешней границы ПВО	Самолеты дальнего радиолокационного обнаружения и управления Истребители-перехватчики Мобильные ЗРК Мобильные зенитные артиллерийские установки
Конечный участок траектории полета	Радиолокационные и ИК средства Мобильные ЗРК Мобильные зенитные артиллерийские установки

На основе анализа возможных схем применения КР были сформулированы пять основных требований к ракетам этого класса.

1. Пуск КР в воздухе должен производиться из безопасной зоны, поскольку стоимость пилотируемого самолета-носителя значительно превышает стоимость КР.

2. Дальность полета стратегической КР должна быть не менее 1850 км, а тактических КР — 185—1850 км. Величина предельной дальности полета КР не ограничивается. На определенных участках или в течение всего полета, в зависимости от расположения средств противодействия противника, тактики боевого применения, значения цели и многих других факторов, КР может изменять высоту полета.

3. Прорыв системы ПВО противника может иметь место на любом участке маршевого полета КР. Полет на очень малых высотах (~60 м) и небольшая величина ЭПР являются двумя основными требованиями, позволяющими избежать радиолокационного обнаружения.

4. Требуемая точность попадания КР в основном зависит от геометрии цели, типа боевой части ракеты и значимости цели.

5. Минимально возможная стоимость жизненного цикла КР при компромиссном выборе других ее показателей.

Современные крылатые ракеты. К настоящему времени в США разработаны дозвуковые КР трех типов: ракета «Гарпун», крылатая ракета воздушного базирования ALCM (Air-Launched Cruise Missile) и крылатая ракета воздушного, морского и наземного базирования «Томагавк».

Серийное производство крылатой ракеты AGM-86B ALCM, запускаемой с подкрыльных пилонов и внутрифюзеляжной пусковой установки самолета В-52, начато в ноябре 1981 г. Ракета имеет корпус трапецевидного сечения, раздвигаемое в полете крыло, хвостовое оперение и выдвижной воздухозаборник.

Крылатая ракета «Томагавк», имеющая цилиндрический корпус, раздвигаемые в полете крыло, хвостовое оперение и выдвижной воздухозаборник, создана на основе КР SLCM (Submarine or Sea-Launched Cruise Missile).

Важное влияние на выбор компоновки КР оказывают ограничения, связанные с ее размещением на самолете-носителе. Спроектированная для запуска с внутрифюзеляжной пусковой установки носителя ракета AGM-86B имеет форму фюзеляжа, не являющуюся наилучшей с точки зрения аэродинамики, но позволяющую устанавливать на пусковую внутрифюзеляжную установку носителя наибольшее число ракет. Возможность складывания крыла под сравнительно плоским фюзеляжем позволило обеспечить крылу большое относительное удлинение.

КР «Томагавк» совместима практически со всеми потенциальными типами носителей и имеет достаточно хорошую аэродинамическую форму. Однако ее крыло убирается в корпус, что ограничивает величину относительного удлинения крыла и за-

Таблица 3

Взаимосвязь между различными требованиями, предъявляемыми к крылатой ракете

Проектные требования	Требования, определяемые боевыми задачами				
	Пуск	Дальность	Прорыв ПВО	Точность	Стоимость
Аэродинамическое качество		×			
Скорость полета		×	●		
Высота полета		×	×	●	
Двигатель	●	×	●		×
Конструкция	●	●	×		●
Система управления	●	●	●	×	
Система наведения		●	●	×	×
Величина ЭПР			×		
Уровень демаскирующих признаков в ИК области спектра			×		
Размещение на носителе	×				
Полезная нагрузка				×	×

× — существенное влияние на проектные требования.
● — второстепенное влияние на проектные требования.

трудняет компоновку топливных баков и бортового оборудования.

Сравнение проектов КР AGM-86B ALCM и «Томагавк» является наглядным примером того, как ограничения, накладываемые на компоновку, могут повлиять на разработку эффективной концепции КР с большой дальностью полета.

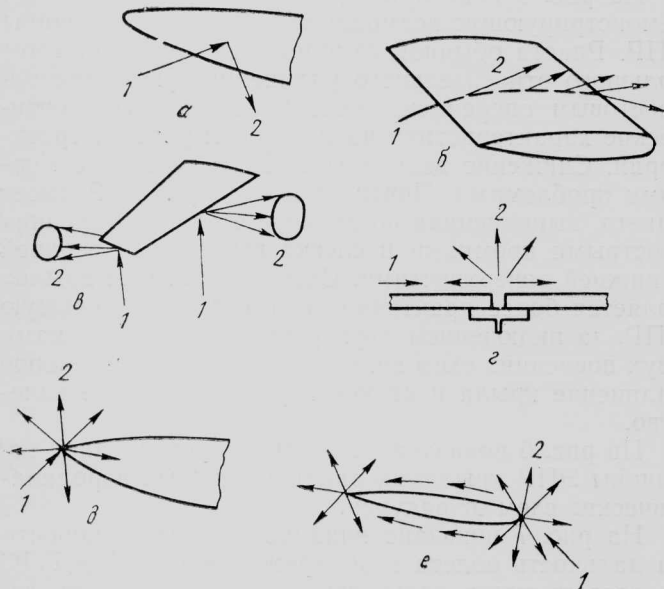
Перспективные крылатые ракеты. При разработке перспективных КР необходимо учитывать комплекс требований к выполняемым ими задачам (табл. 3).

Требование обеспечения безопасного пуска КР существенно влияет на выбор ее компоновки. Необходимо обеспечить отделение ракеты от самолета-носителя, запуск и выход двигателя на режим полной тяги, прочность конструкции в условиях, возникающих при пуске перегрузок.

Большая дальность полета требует обеспечения высокого аэродинамического качества, оптимальных скорости и высоты полета, малого удельного расхода топлива. Выполнение этого требования зависит от обеспечения хорошей аэродинамики ракеты и создания эффективного двигателя.

Необходимость прорыва ПВО, управляемой с помощью РЛС, является совершенно новым фактором, который требуется учитывать при разработке аэродинамической схемы КР. Осуществление маршевого полета на небольшой высоте, невыгодной с точки зрения дальности действия ракеты, приобретает особое значение для повышения вероятности прорыва ПВО.

Конструкция КР должна поглощать и рассеивать энергию РЛС. Необходимо также обеспечить снижение суммарной величины ЭПР аппарата и уровня его демаскирующих признаков в ИК области спектра, поскольку это существенно повышает живучесть КР в условиях противодействия активных средств ПВО противника.



а—зеркальное отражение; б—огibaющая волна; в—кромка крыла; г—зазоры на поверхности конструкции; д—носовой обтекатель; е—составное отражение; 1—падающая электромагнитная волна; 2—отраженная электромагнитная волна

Рис. 1. Формирование ЭПР крылатой ракеты за счет отражения радиолокационных сигналов различными конструктивными элементами

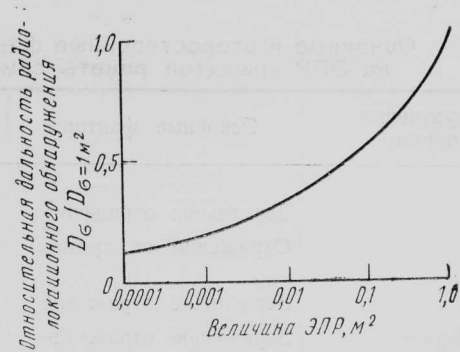


Рис. 2. Зависимость относительной дальности радиолокационного обнаружения от величины ЭПР крылатой ракеты

В настоящей статье не рассматриваются требования к точности наведения и стоимости КР, поскольку они не оказывают существенного влияния на выбор аэродинамической схемы аппаратов данного типа.

На рис. 1 показаны схемы формирования ЭПР крылатой ракеты за счет отражения радиолокационных сигналов различными элементами ее конструкции.

Дальность действия РЛС зависит от целого ряда факторов и определяется следующим соотношением:

$$D = \left[\frac{P_{\text{пер}} \cdot K_{\text{пер}} \cdot K_{\text{пр}} \cdot \lambda^2 \cdot \sigma}{P_{\text{пр}} (4\pi)^3} \right]^{1/4}$$

где D — дальность действия РЛС;

$P_{\text{пер}}$ — мощность передатчика;

$P_{\text{пр}}$ — мощность приемника;

$K_{\text{пер}}$ — коэффициент усиления передатчика;

$K_{\text{пр}}$ — коэффициент усиления приемника;

λ — длина волны;

σ — ЭПР, являющаяся функцией габаритов КР, ее конфигурации и частотных характеристик отраженных сигналов.

Из этого соотношения видно, что единственным параметром конструкции КР, который может влиять на дальность ее радиолокационного обнаружения, является величина ЭПР.

Зависимость относительной дальности радиолокационного обнаружения КР от величины ее ЭПР (рис. 2) показывает, что при уменьшении ЭПР на три порядка дальность радиолокационного обнаружения ракеты может быть уменьшена на 80%.

В табл. 4 приведены основные и второстепенные факторы, влияющие на величину ЭПР крылатой ракеты.

Основным фактором, влияющим на величину ЭПР, является зеркальное отражение электромагнитных волн.

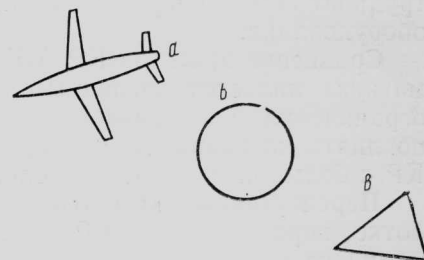
На рис. 3 показано изменение величины ЭПР конструктивных элементов КР в зависимости от ракурса. Изменение усредненной суммарной величины ЭПР ракеты в зависимости от ракурса показано на рис. 4.

Многие зенитные установки и ЗУР наводятся на цели с помощью ИК датчиков, которые обнаруживают излучаемую ракетой энергию в диапазоне длин волн 2—14 мк. В табл. 5 приведены основные источники формирования ИК излучения КР.

Таблица 4

Основные и второстепенные факторы, влияющие на ЭПР крылатой ракеты самолетной схемы

Конструктивные элементы	Основные факторы	Второстепенные факторы
Фюзеляж	Зеркальное отражение	Огибающая волна
Крыло	Отражение от кромок	Составное отражение, огибающая волна
Отсек РЛС	Зеркальное отражение	Отражение от носка и кромок
Воздухозаборник	Зеркальное отражение	Отражение от кромок
Сопло	Зеркальное отражение	Отражение от кромок
Киль	Зеркальное отражение	Отражение от кромок, составное отражение, огибающая волна, отражение от зазоров
Горизонтальное оперение	Отражение от кромок	Составное отражение, огибающая волна, отражение от зазоров

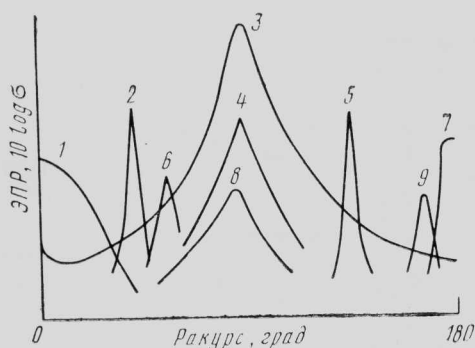


а—обычная самолетная схема со значительным относительным удлинением крыла и большой ЭПР; б—схема «летающая тарелка» с малыми относительным удлинением и ЭПР; в—схема «летающее крыло» с небольшим относительным удлинением крыла и очень малой ЭПР

Рис. 5. Основные аэродинамические схемы крылатых ракет

Методика проектирования. Основные принципы, используемые при проектировании перспективных КР, включают:

- создание аэродинамической схемы с малой ЭПР при возможно больших аэродинамических качествах и эффективностью органов управления;
- использование радиопоглощающих материалов и конструкций;
- повышение экономичности малогабаритных ТРД;
- экранирование воздухозаборника и выхлопа двигателя;



1—воздухозаборник; 2—носок крыла; 3—фюзеляж; 4—киль; 5—задняя кромка крыла; 6—носок горизонтального стабилизатора; 7—сопло; 8—конец крыла; 9—задняя кромка киля

Рис. 3. Изменение ЭПР конструктивных элементов КР в зависимости от ракурса

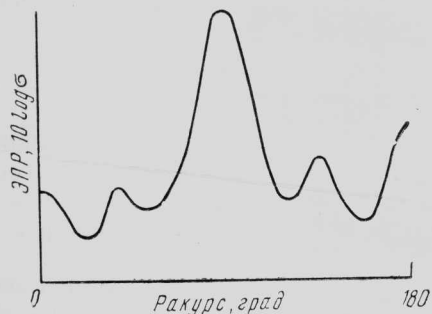


Рис. 4. Изменение усредненной ЭПР крылатой ракеты в зависимости от ракурса

осуществление прорыва ПВО на предельно малых высотах и с максимально возможной скоростью.

Таблица 5

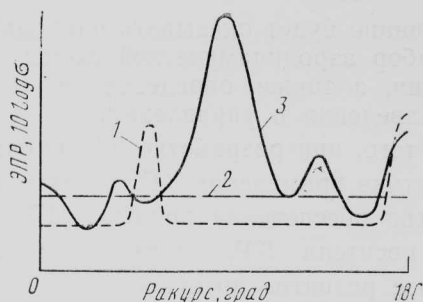
Источники ИК излучения

Компоненты	Источник демаскирующих признаков	Диапазон волн, мк
Обшивка ракеты	Солнечное излучение	2—3
Нагретый двигатель	Тепловое излучение	3—5
Продукты сгорания двигателя	Тепловое излучение	3—5
Обшивка ракеты	Тепловое излучение	8—14

На рис. 5 показаны три основные схемы КР, демонстрирующие возможности снижения величины ЭПР. Ракета обычной самолетной схемы с крылом большого относительного удлинения, фюзеляжем и хвостовым оперением имеет хорошие аэродинамические характеристики на маршевом участке траектории. Снижение величины ее ЭПР связано с многими проблемами. Почти минимальную ЭПР имеет ракета, выполненная по схеме «летающая тарелка» с острыми кромками и слегка выпуклыми верхней и нижней поверхностями. Схема «летающее крыло» является более практичной и имеет даже меньшую ЭПР, за исключением двух ракурсов. Недостатками двух последних схем являются малое относительное удлинение крыла и низкое аэродинамическое качество.

На рис. 6 показана зависимость усредненной величины ЭПР крылатых ракет различных аэродинамических схем от ракурса.

На рис. 7 показано влияние высоты и скорости на дальность полета и обнаружения КР. Для РЛС некоторых типов дальность обнаружения цели, летящей на высоте 30—90 м, составляет 24—37 км при отсутствии препятствий и угле возвышения антенны РЛС над линией горизонта 0°. Если рельеф местности и атмосферные условия обеспечивают маскировку КР и вынуждают увеличить угол возвышения до 1°, то дальность обнаружения цели



1—схема «летающее крыло»; 2—схема «летающая тарелка»; 3—обычная самолетная схема

Рис. 6. Зависимость усредненной ЭПР крылатых ракет различных аэродинамических схем от ракурса

уменьшится до 3,7—5,5 км. Такое существенное уменьшение дальности обнаружения КР облегчит преодоление ПВО, так как уменьшает число возможных пусков ЗУР по цели со стартовых позиций

ЗРК. Однако при полете на небольшой высоте дальность действий КР уменьшается и составляет 50—75% величины дальности, достигаемой при полете на оптимальной крейсерской высоте.

Увеличение скорости полета КР уменьшает время реакции системы ПВО, в результате чего уменьшается число возможных пусков ЗУР по крылатой ракете. Однако с увеличением числа M сверх 0,6 рост лобового сопротивления значительно уменьшает дальность полета КР. Если бы удалось уменьшить толщину профиля крыла и диаметр фюзеляжа и снизить лобовое сопротивление, то можно было бы обеспечить ракете более высокую дозвуковую скорость полета.

В табл. 6—8 показаны тенденции развития аэродинамической схемы КР, силовых установок, конструкций и материалов.

Необходимо отметить, что выживаемость КР при выполнении стратегических и тактических воен-

Таблица 6

Тенденции развития аэродинамической схемы КР

Аэродинамические особенности КР	Преимущества	Недостатки
Треугольное в плане крыло	Малая ЭПР	Низкое аэродинамическое качество
Объединение крыла и фюзеляжа	Малая ЭПР	Малый объемный КПД
Большая толщина профиля крыла	Повышенный объемный КПД	Увеличение лобового сопротивления
Отклоненные в стороны вертикальные поверхности управления	Малая ЭПР	Ухудшение управляемости

Таблица 7

Тенденции развития силовых установок КР

Особенности силовой установки	Преимущества	Недостатки
Уменьшение удельного расхода топлива	Увеличение дальности полета	Необходимы дальнейшие НИОКР в области двигателей
Применение топлив с высокой плотностью	Высокий объемный КПД	Трудности прокачки топлива по магистралям
Утопленные воздухозаборники	Малая ЭПР	Уменьшение восстановления давления
Экранированный компрессор	То же	То же
Экранированные охлаждаемые плоские сопла	Низкое тепловое излучение, малая ЭПР	Уменьшение эффективности сопла

Таблица 8

Тенденции развития конструкций и конструкционных материалов для КР

Материалы и компоненты конструкции	Преимущества	Недостатки
Композиционные материалы	Небольшой вес	Необходимы дальнейшие НИОКР
Многослойные конструкции с гофрированным наполнителем	То же	То же
Радиопоглощающие материалы	Уменьшение ЭПР	Не могут использоваться для изготовления несущих конструкций
Радиопоглощающие конструкции	Эффективность конструкций, малая ЭПР	Необходимы дальнейшие НИОКР

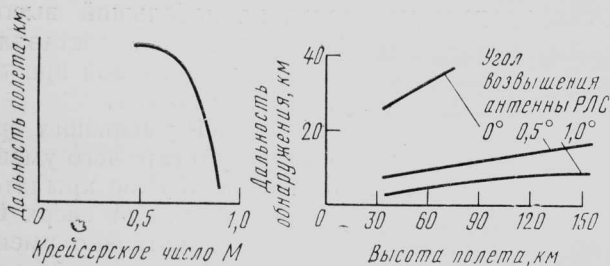


Рис. 7. Влияние высоты и скорости на дальность полета и обнаружения КР

ных задач будет иметь такое же значение в будущем, как и ее летно-технические характеристики.

УДК 629.76.02.087.22

ПАРАШЮТНЫЕ СИСТЕМЫ СПАСЕНИЯ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ

В США продолжается разработка новых видов стратегического ядерного и тактического оружия — крылатых ракет (КР) большой и средней дальности действия, которые представляют собой мало-размерные беспилотные крылатые летательные аппараты с ТРД или ТРДД, способные осуществлять полет на небольших высотах в режиме следования рельефу местности.

В соответствии с планами министерства обороны США фирмы Боинг и Дженерал Дайнэмикс ведут разработку целого семейства КР и осуществляют большую программу летных испытаний аппаратов данного типа. Некоторые особенности этой программы описаны в «ТИ» № 19, 1982 г. Для сохранения испытываемых КР и обеспечения их многократного использования с целью снижения стоимости программы испытаний широко применяются парашютные системы спасения. С помощью этих систем на более ранних этапах программы летных испытаний было спасено и повторно использовано около 80% запущенных КР.

В последние годы некоторые американские фирмы проводят работы по усовершенствованию парашютных систем MARS (Mid—Air Recovery System) или MARPS (Mid—Air Retrieval Parachute System), предназначенных для спасения беспилотных крылатых аппаратов подхватом в воздухе вертолетом. По результатам исследований и летных испытаний предполагается значительно расширить эксплуатационные возможности систем спасения данного типа.

В 1966—1968 гг. до начала разработки современного поколения КР проводились испытания универсальной воздушной системы спасения, разработанной на средства ВВС. Во время испытаний были продемонстрированы эксплуатационные возможности системы спасения летательных аппаратов, которая состояла из двух парашютов — с кольцевым и круглощелевым ленточным куполами.

Разработка системы MARS по программе крылатой ракеты воздушного базирования ALCM была начата в середине 1976 г. При разработке учитывались определенные характеристики системы спа-

Это требование будет оказывать наибольшее влияние на выбор аэродинамической схемы двигателя, конструкции, а также определенное влияние на систему наведения и управления.

Кроме того, при разработке КР должны учитываться тактика применения КР, характеристики цели, средства обеспечения прорыва ПВО, средства обороны носителя КР, стоимость и вес ракеты. Дальнейшее развитие дозвуковых КР не является четко определенным, и для обеспечения прогресса в этой области потребуются значительные усилия.

Референт П. И. Качур.

сения с двумя парашютами вышеупомянутого типа. Конкурсные летные испытания крылатой ракеты воздушного базирования Боинг AGM-86B, для спасения которой после выполнения программы полета использовалась система MARS, закончились в январе 1980 г. Эта ракета стала победителем конкурса, в котором также участвовала крылатая ракета Дженерал Дайнэмикс AGM-109 «Томагавк».

При реализации программы создания КР воздушного базирования фирмой Ирвин Индастриз была разработана система спасения MARS для ракеты Боинг AGM-86B, а фирмами Пионер Парашют и Дженерал Дайнэмикс — система MARPS для ракеты AGM-109 «Томагавк».

Парашютная система спасения крылатых ракет фирмы Ирвин Индастриз. Система спасения MARS, удовлетворяющая требованиям КР воздушного базирования и совместимая с оборудованием спасательных вертолетов СН-3 и НН-53, была разработана в течение 5 лет калифорнийским отделением фирмы Ирвин Индастриз.

Предложенная фирмой концепция парашютной системы устраняет целый ряд недостатков существующих систем и повышает эффективность спасения беспилотных крылатых аппаратов подхватом в воздухе.

В течение длительного времени летчики спасательных вертолетов сталкивались с проблемой неустойчивого положения парашюта подхвата. В обычных системах MARS с тандемным расположением куполов парашютов подхвата находится намного выше и сзади основного парашюта. В связи с этим ограничивается возможность захвата спасаемого объекта из-за неблагоприятного соотношения величины лобового сопротивления купола и веса парашюта подхвата, включая вес силовой стропы, а также противодействия купола основного парашюта. При использовании системы спасения с тандемным расположением парашютов естественные и создаваемые подлетающим вертолетом атмосферные возмущения приводят к неблагоприятным динамическим характеристикам по тангажу.

В разработанной фирмой Ирвин системе MARS (рис. 1) используется схема размещения небольшого парашюта подхвата непосредственно над большим полюсным отверстием кольцевого купола основного парашюта. Данная схема обеспечивает нахождение парашюта подхвата в устойчивом воздушном потоке, проходящем через полюсное отверстие купола основного парашюта, что повышает статическую устойчивость и улучшает гашение скорости спасаемого объекта по сравнению с использованием только одного купола основного парашюта. Фактически парашют подхвата повышает величину общего лобового сопротивления крылатой ракеты ALCM. Кроме этого, купол данного парашюта (рис. 2) в достаточной степени выступает над куполом основного парашюта, что облегчает подхват ракеты вертолетом и уменьшает степень риска.

Система MARS фирмы Ирвин представляет собой полностью автономный блок КР ALCM и вводится в действие после выдачи специального сигнала.

Требования к парашютной системе спасения. При испытаниях на КР воздушного базирования используются система аварийного спасения FTS (Flight Termination System) и основная система MARS, вводимая в действие после штатного завершения летного испытания.

При потере управления или появлении неисправности может возникнуть необходимость незапного прекращения полета крылатой ракеты. В этом случае срабатывает система FTS, к которой предъявляются следующие требования: высота срабатывания 0—12,2 км, скоростной напор 146,5—4736 кгс/м², угол наклона траектории от -30° до +60°, площадь поверхности торможения 1,3 м², максимальная величина силы торможения 9072 кгс.

После штатного завершения летного испытания крылатая ракета переходит в режим набора высоты для уменьшения скорости и обеспечения запаса по высоте. Затем вводится в действие система MARS, к которой предъявляются следующие требования: высота срабатывания 3,9—6,1 км, скорость

1—петля подхвата, выдерживающая максимальную нагрузку 2722 кгс; 2—петля, воспринимающая боковые нагрузки (показана задняя половина); 3—парашют подхвата с круглощелевым ленточным куполом; 4—силовая стропа, выдерживающая максимальную нагрузку 5444 кгс; 5—основной парашют с кольцевым куполом, состоящим из 60 нейлоновых полотнищ весом по 31,18 гс; 6—60 внутренних кевларовых строп, рассчитанных на нагрузку 136 кгс; 7—кевларовые стропы в верхней части подвесной системы (58 строп рассчитаны на нагрузку 136 кгс и 2 — на нагрузку 816 кгс); 8—нейлоновые стропы в нижней части подвесной системы (58 строп рассчитаны на нагрузку 118 кгс и 2 — на нагрузку 680 кгс); 9—механизм отцепки системы MARS; 10—соединительное звено из кевлара, рассчитанное на нагрузку 2722 кгс

Рис. 1. Парашютная система спасения MARS с кольцевым и круглощелевым ленточным куполами

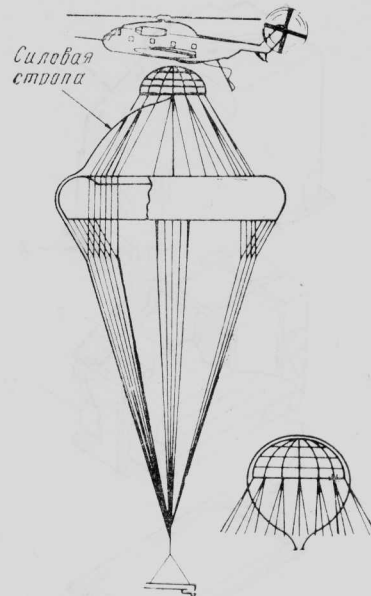
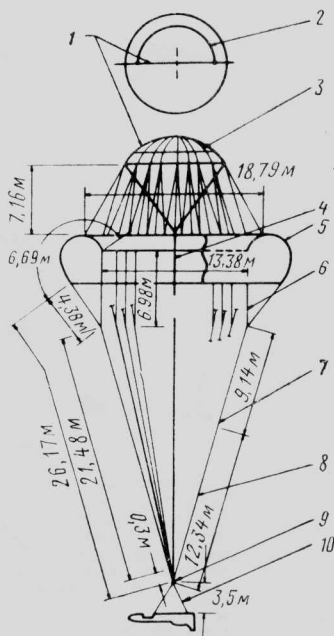


Рис. 2. Схема подхвата КР ALCM в воздухе вертолетом (спасательный вертолет NH-53, система MARS и КР ALCM изображены в одном масштабе)

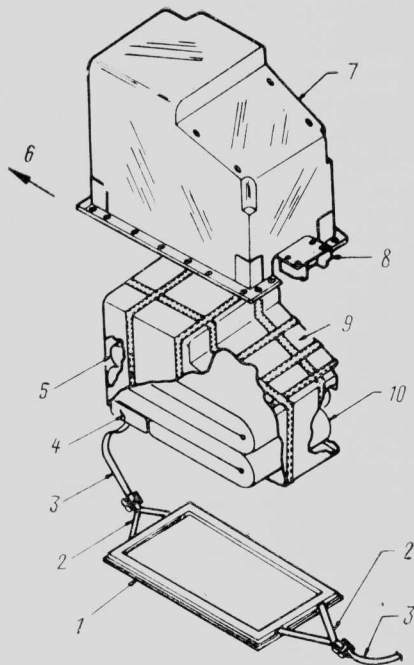
полета соответствует числу $M=0,3-0,6$, скоростной напор 146,5—390 кгс/м², угол наклона траектории от -25° до +55°, максимальная величина силы торможения 2722 кгс, максимальная перегрузка 3, минимальная надежность 0,991, максимальный вес ракеты к моменту ввода в действие парашютной системы 907 кгс.

До проведения подхвата ракеты в воздухе система MARS должна обеспечить условия полета, соответствующие допустимым летным характеристикам вертолетов СН-3 и NH-53. Скорость снижения на высоте 3,05 км должна быть 7,6 м/с, а максимальная угловая скорость вращения системы относительно вертикальной оси 1,0 град/с.

Концепция новой парашютной системы MARS оценивалась в сравнении с теми методами и техническими средствами спасения, которые ВВС США применяют в настоящее время. Система спасения должна удовлетворять эксплуатационным требованиям с момента обнаружения ракеты до сближения с ней вертолета, подхвата КР, подтягивания ее на тросе с помощью лебедки, буксировки и доставки в летно-испытательный центр для обслуживания и ремонта.

Система MARS оценивалась по следующим критериям: скорость снижения, устойчивость положения парашюта подхвата, угловая скорость вращения системы относительно вертикальной оси, размеры парашюта подхвата, усложнение операций по подхвату из-за перемещений спасаемого объекта на этапе сближения с вертолетом, требуемый уровень мастерства экипажа вертолета, визуальная оценка готовности к подхвату ракеты в воздухе.

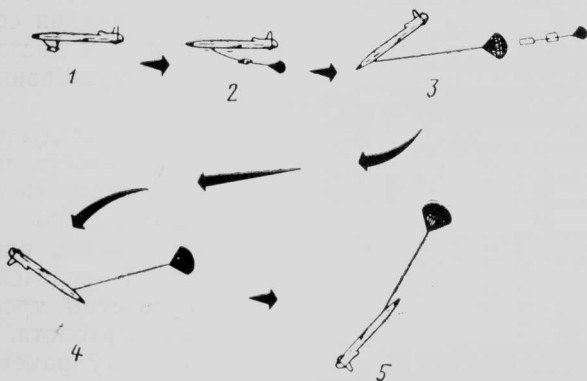
Для системы MARS фирмы Ирвин характерны высокая устойчивость (отклонение в вертикальной плоскости около 3°), номинальная скорость снижения с высоты 3,05 км составляет 7,28 м/с при нулевой угловой скорости вращения относительно вер-



1—крышка контейнера; 2—V-образная уздечка; 3—уздечка вытяжного парашюта; 4—тормозной парашют системы аварийного спасения FTS; 5—основной парашют в разгерметизируемом чехле; 6—направление в сторону носа КР; 7—контейнер парашютной системы; 8—передний узел крепления; 9—переходная оболочка парашютной системы; 10—парашют подхвата
Рис. 3. Система спасения КР ALCM

тикальной оси. Вертикальную скорость снижения вертолета можно привести в соответствие со скоростью снижения купола основного парашюта. При этом парашют подхвата будет находиться точно по центру над маркировочными полотнищами купола основного парашюта, что обеспечивает дальнейшее визуальное обнаружение крылатой ракеты.

В модульном блоке системы FTS/MARS для КР ALCM размещаются алюминиевый контейнер с тормозным парашютом системы FTS, парашюты системы MARS, компоненты подвесной системы и датчик, обеспечивающий в определенной последовательности ввод парашютов в действие. Крышка кон-



1—отстреливание крышки парашютного контейнера; 2—ввод в действие вытяжного парашюта; 3—ввод в действие тормозного парашюта и сброс вытяжного парашюта; 4—переворот КР в плоскости тангажа; 5—спуск КР с помощью парашюта

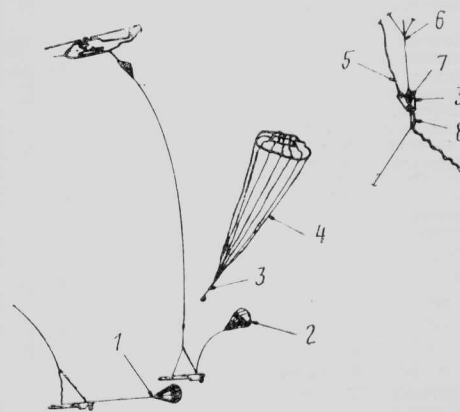
Рис. 4. Последовательность ввода в действие системы FTS

тейнера крепится в углах пироболтами (рис. 3).

Парашютная система аварийного спасения FTS. Тормозной парашют системы FTS имеет конусообразный ленточный купол диаметром 2 м. Ввиду жестких ограничений на объем системы FTS/MARS были предприняты меры по уменьшению габаритно-весовых характеристик ее компонентов. Широкое применение нашел композиционный материал кевлар, удельная прочность которого в два раза превосходит аналогичный параметр нейлона. Из кевлара изготовлены все компоненты тормозного парашюта и соединительное звено его подвесной системы, за исключением двух разрезных горизонтальных лент купола, соединенных двумя швами. Последовательность ввода в действие системы FTS показана на рис. 4.

Основная парашютная система MARS. В системе MARS входят два tandemно расположенных вытяжных парашюта с диаметром купола 0,55 м и 1,6 м, основной кольцевой парашют с диаметром купола 21,8 м, круглощелевой ленточный парашют подхвата с диаметром купола 6,8 м, силовая стропа из кевлара, механизм отцепки системы MARS, стабилизирующий парашют с крестообразным куполом диаметром 1,8 м, использующийся при буксировке КР.

Необычное tandemное расположение вытяжных парашютов обусловлено низким пределом максимально допустимых эксплуатационных перегрузок (до 3 единиц) и широким диапазоном скоростного напора при раскрытии парашютов (146,5—4736 кгс/м²). Купол вытяжного круглощелевого парашюта диаметром 1,6 м раскрывается сразу же после отстреливания крышки парашютного контейнера. Звенья его подвесной системы присоединены к чехлу высокопрочного ленточного вытяжного парашюта диаметром 0,55 м. После ввода в действие системы спасения купол вытяжного парашюта меньшего диаметра сначала остается в упаковочной камере, однако при скоростном напоре свыше 488 кгс/м² за счет усилия, создаваемого вытяжным парашютом большего диаметра, разрывается стягивающий горловину упаковочной камеры рифоч-



1—шарнирный узел; 2—стабилизирующий парашют; 3—трос крепления вытяжных строп; 4—купол основного парашюта (после отделения); 5—силовая стропа; 6—соединительное звено подвесной системы основного парашюта; 7—механизм отцепки системы MARS; 8—соединительный узел стабилизирующего парашюта.

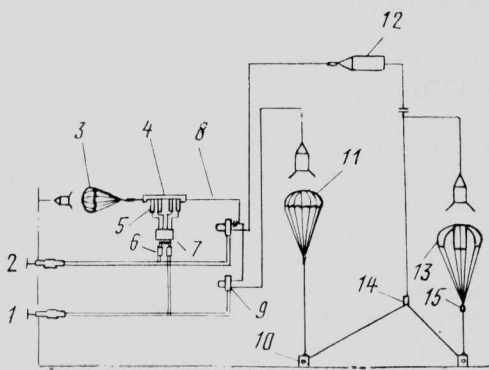
Рис. 5. Отделение купола основного парашюта системы MARS

ный шнур. После развертывания меньшего парашюта вытяжной парашют диаметром 1,6 м отделяется. Такая последовательность ввода в действие вытяжных парашютов позволяет предотвратить возникновение чрезмерной нагрузки, возможной в случае применения большого вытяжного парашюта. При необходимости вытяжной парашют с диаметром купола 0,55 м может обеспечить ввод в действие тормозного парашюта системы FTS при скоростном напоре 4736 кгс/м².

Диаметр полюсного отверстия основного парашюта составляет 65% расчетного диаметра наполненного купола и равен 13,4 м, что приблизительно в три раза больше диаметра наполненного купола парашюта подхвата и обеспечивает ему устойчивое положение.

Петля подхвата, изготовленная из кевлара и рассчитанная на нагрузку 2721 кгс, обхватывает купол парашюта подхвата, проходит вниз к куполу основного парашюта и закрепляется на крылатой ракете. Миниатюрный механизм отцепки системы MARS расположен в верхней точке V-образной подвесной системы. Возникающие при подхвате КР нагрузки воздействуют на механизм отцепки, что ведет к срабатыванию срезной чеки и обеспечивает отделение основного парашюта. После этого отделяются стропы парашюта подхвата (рис. 5).

Выбор режима работы парашютной системы. В зависимости от поступающего сигнала парашютная система КР АLCM должна вводиться в действие для осуществления спасения ракеты посредством подхвата в воздухе или для аварийного прекращения полета. Штатный ввод в действие системы MARS начинается после поступления специального электросигнала низкого напряжения, а системы FTS — по сигналу высокого напряжения на воспламенение мостикового электрозапала. Избирательный характер сигналов позволяет вводить в действие только определенную систему, однако любой из них обеспечивает срабатывание пироболтов и отделение крышки парашютного контейнера



1—сигнал на срабатывание электрозапала для ввода в действие системы MARS; 2—сигнал на срабатывание электрозапала для ввода в действие системы FTS; 3—один из вытяжных парашютов; 4—крышка парашютного контейнера; 5—пироболты; 6—обратные клапаны; 7—распределительный коллектор; 8—уздечка; 9—пирорезак рифовочной стропы; 10—узел крепления спасаемого объекта; 11—тормозной парашют системы FTS; 12—разворачиваемый упаковочный чехол с кольцевым парашютом; 13—стабилизирующий парашют; 14—механизм отцепки системы MARS; 15—шарнирный узел

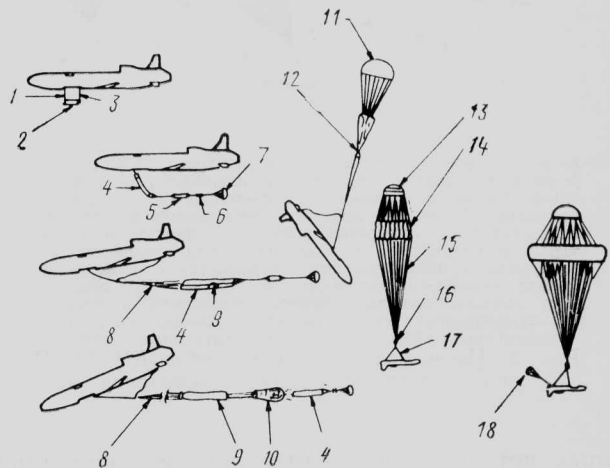
Рис. 6. Последовательность разворачивания систем MARS и FTS

(рис. 6). Выполнение ряда операций обеспечивается пирорезаками рифовочных строп. На рис. 7 представлена схема ввода в действие трехступенчатой парашютной системы MARS. Парашют для стабилизации ракеты при буксировке вертолетом вводится в действие при отделении купола основного парашюта после завершения работы системы MARS.

Функционирование системы MARS. При вводе в действие штатной системы MARS система аварийного спасения FTS остается в парашютном контейнере. Поступление любого из двух сигналов обеспечивает отстреливание крышки парашютного контейнера с системами MARS и FTS (рис. 7). При отделении крышки весом 4,3 кгс из фюзеляжа крылатой ракеты выводятся вытяжные парашюты, которые затем вытягивают из контейнера предварительно сложенный блок разворачиваемой парашютной системы MARS. Сначала вытягиваются стропы и купол основного парашюта, а затем стропы и купол парашюта подхвата. Через 10 с после вытягивания строп начинается разрифовка купола парашюта подхвата, а юбка купола основного парашюта в течение некоторого времени остается зарифованной. Через 16 с срабатывают пирорезаки рифовочной стропы и начинается наполнение купола основного парашюта. Поскольку величина скоростного напора в этот момент незначительная, парашют может иметь очень легкую конструкцию.

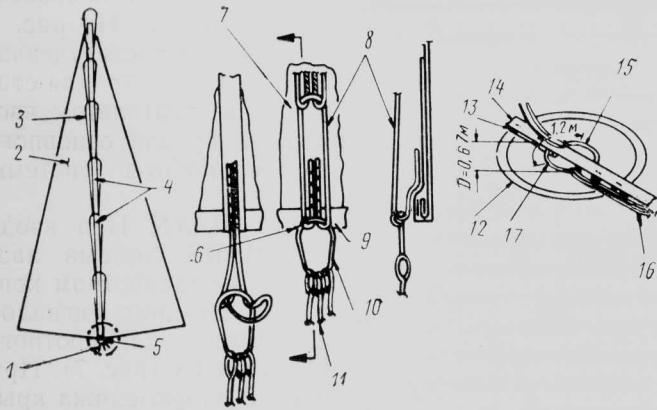
Через 24 с срабатывают два пирорезака у полюсного отверстия парашюта подхвата, разрезающие специальную петлю на полотнище купола. После этого начинается ряд последовательных операций, завершаемых отделением строп парашюта подхвата у основания юбки при захвате КР вертолетом (рис. 8).

Разрывная петля у полюсного отверстия парашюта подхвата освобождает верхние концы пере-



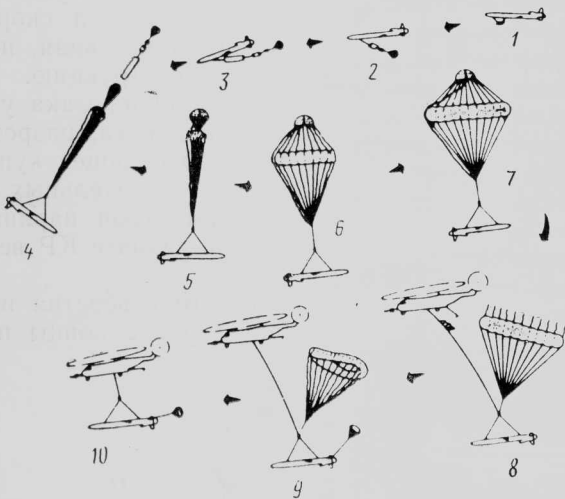
1—вытяжная стропа разворачиваемого упаковочного чехла; 2—отстреливаемая вниз крышка парашютного контейнера; 3—стропа вытяжных парашютов; 4—парашютный блок; 5—чехол; 6—сложенный ленточный парашют; 7—вытяжной круглощелевой ленточный парашют; 8—стропы основного парашюта; 9—купол основного парашюта; 10—зарифованный парашют подхвата; 11—разрифованный парашют подхвата; 12—рифовочная стропа юбки купола основного парашюта и начало наполнения купола; 13—парашют подхвата; 14—разрыв рифовочной стропы юбки купола кольцевого парашюта и начало наполнения купола; 15—стропы; 16—механизм отцепки системы MARS; 17—соединительное звено; 18—стабилизирующий парашют с диаметром купола 1,8 м

Рис. 7. Ввод в действие парашютной системы спасения MARS



1—три стропы на каждый клин полотнища парашюта подхвата; 2—один из клиньев полотнища купола парашюта подхвата (весь купол не изображен); 3—шесть радиальных петель на каждом клине полотнища купола; 4—радиальная лента; 5—одна из 20 петель подвесной системы; 6—разрывная петля, разрушающаяся под нагрузкой 40,8 кгс; 7—парашютная ткань; 8—нижняя радиальная петля; 9—пояс юбки купола парашюта подхвата; 10—петля подвесной системы, разрушающаяся под нагрузкой 408 кгс; 11—стропы подвесной системы, рассчитанные на нагрузку 136 кгс; 12—пояс у полюсного отверстия; 13—пирорезак; 14—силовая стропы; 15—двойная петля; 16—одна из 20 верхних радиальных петель; 17—нейлоновая петля, разрушающаяся под нагрузкой 250 кгс

Рис. 8. Компонентная схема петельной системы парашюта подхвата (карманы для пирорезаков на рисунке не изображены; показаны только 2 из 20 радиальных петель)



1—отстреливание крышки парашютного контейнера; 2—ввод в действие вытяжного парашюта; 3—вытягивание блока с основным парашютом и парашютом подхвата; 4—ввод в действие зарифованного парашюта подхвата и отделение вытяжного парашюта и камеры; 5—разрифовка купола парашюта подхвата; 6—раскрытие купола основного парашюта; 7—наполнение купола основного парашюта; 8—подхват КР вертолетом; 9—сброс купола основного парашюта и раскрытие стабилизирующего парашюта; 10—подтягивание и буксировка КР в летно-испытательный центр

Рис. 9. Последовательность спасения КР ALCM после завершения летного испытания

ходных петель, в результате чего все радиальные швы постепенно распускаются. После завершения данной операции аэродинамические нагрузки при спуске системы передаются на разрываемые при усилии 40,8 кгс петли каждого из 20 клиньев полотнища купола парашюта. Соответствующая расцветка клиньев позволяет вертолету службы спасения контролировать готовность системы MARS к проведению дальнейших операций.

В момент подхвата КР вертолетом сначала разрушаются принимающие наибольший удар разрывные петли, рассчитанные на нагрузку 40,8 кгс, пос-

ле чего постепенно разрушаются петли вокруг юбки купола. При этом купол парашюта подхвата освобождается от креплений, находящихся в верхней части купола основного парашюта, что предохраняет стропы парашюта подхвата от возможного обрыва при спасении КР вертолетом (рис. 9).

Характеристики системы MARS. При использовании системы MARS обеспечиваются высокая устойчивость положения парашюта подхвата и небольшие перегрузки при раскрытии парашютов. По сравнению с другими аналогичными системами спасения данная система обеспечивает наибольшее гашение скорости. Отношение площади поверхности, обеспечивающей торможение, к весу парашютов (с учетом веса узла крепления силовой стропы) составляет 12,02 м²/кгс.

При вводе парашютной системы в действие перегрузки не превышают трехкратную, что достигается за счет использования комбинированной подвесной системы из кевлара и нейлона, а также благодаря постепенному выходу системы спасения из упаковочной камеры.

Перегрузки при раскрытии куполов парашютов незначительны. На начальном этапе ввода системы спасения в действие неполное раскрытие купола кольцевого парашюта в сочетании с воздухопроницаемостью купола круглощелевого ленточного парашюта обеспечивает постепенное наполнение купола парашюта подхвата, при этом степень рифления составляет 0,3, а результирующая величина динамической нагрузки — 1905 кгс.

Предельно допустимая величина динамического удара при разрифовке парашюта подхвата составляет 2400 кгс. Для обеспечения надежной работы системы при возникновении слишком больших динамических нагрузок в момент разрифовки купола парашюта подхвата используются высокопрочные стропы, стойкие к избыточным нагрузкам.

Суммарная величина лобового сопротивления КР, полностью раскрытого парашюта подхвата и зарифованного купола основного парашюта обеспечивает при разрифовке основного парашюта скоростной напор менее 48,8 кгс/м². После разрифовки максимальная величина динамического удара в момент раскрытия купола основного парашюта составляет 1770 кгс.

Трехкаскадное разворачивание парашютной системы полностью удовлетворяет требованиям к динамическим характеристикам КР ALCM. Первоначально предусматривалось применение одноточечной подвески ракеты, когда узел крепления устанавливался в задней части отсека парашютной системы спасения. Однако ввиду того, что данная схема подвески не обеспечивала требуемых характеристик КР при буксировке вертолетом после подхвата в воздухе, был разработан двухточечный узел крепления основной парашютной системы. Новая схема подвески КР обеспечивает ее буксировку при больших скоростях и малом угле атаки. Моделирование на ЭВМ показало, что при разрифовке купола парашюта подхвата обеспечиваются приемлемые динамические характеристики и локальные перегрузки чувствительного бортового оборудования ракеты. При разрифовке купола парашюта подхвата КР поворачивается в плоскости тангажа (угол атаки становится равным —90°) и остается в таком положении при выполнении дальнейших операций. Вслед-

**Весовые характеристики компонентов
парашютной системы спасения MARS/FTS**

стве трехкаскадного срабатывания парашютной системы обеспечивается оптимальное выполнение данного маневра в отличие от других систем спасения, возможности которых ограничены из-за небольшого параметра рифления купола основного парашюта.

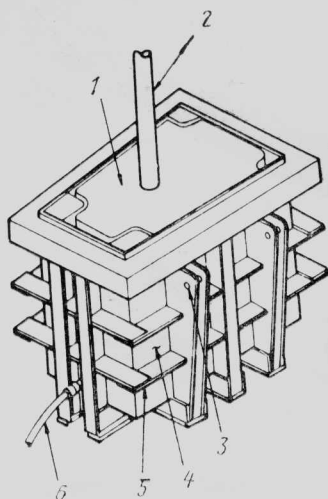
Номинальная величина площади поверхности основного парашюта и парашюта подхвата составляет 368 м² и обеспечивает скорость снижения 7,28 м/с. При испытаниях отклонения величины скорости снижения от номинального значения были в пределах 0,2 м/с. Коэффициент лобового сопротивления парашютной системы MARS составляет 0,9, а ее отклонение от вертикали не превышает 3°.

Укладка компонентов системы MARS/FTS.

В табл. 1 приведены весовые характеристики компонентов системы MARS/FTS. Модульный блок парашютной системы весом 61,4 кгс размещается в нижней части корпуса КР ALCM. Перед испытательным запуском включаются два электроразъема.

После установки монтажного и электрооборудования в модульном блоке остается пространство объемом 0,047 м³, в котором размещается парашютная система. Плотность парашютной укладки довольно высокая и достигает 816,9 кгс/м³.

Для укладки системы используется специальный алюминиевый автоклав (рис. 10). Для укладки тормозных парашютов системы FTS, представляющих отдельную подсистему, применяется стальная камера. После завершения укладки под давлением в контейнер с парашютами системы MARS помещается блок с тормозными парашютами системы FTS. Затем устанавливаются комплекты вытяжных парашютов с последовательно расположенными соединительными звеньями подвесной системы и пирорезаками. Вся уложенная система сжимается и удерживается в таком положении с помощью фиксирующих устройств, герметизируется и поступает в автоклав для предварительной тепловой обработки при температуре 88°С в течение 8 ч. После этого начинаются цикл сжатия системы до требу-

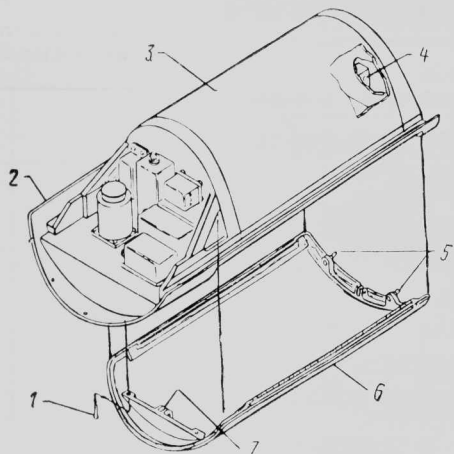


1—прижимная плита; 2—силовой цилиндр; 3—крепёжные отверстия фиксаторов; 4—тонкие алюминиевые стенки; 5—ребра жесткости; 6—шланг для создания разрежения

Рис. 10. Устройство для укладки компонентов парашютных систем MARS и FTS

Наименование компонентов	Вес, кгс
Конструкция	16,5
Контейнер	10
Крышка контейнера	4,1
Заглушки пироболтов, установочные винты	0,5
Предохранительные чеки (4)	0,8
Крепежные детали	1,1
Арматура и электрооборудование	5,9
Пиротехнические устройства	1,6
Пиропатроны (2)	0,2
Пневматические пирорезаки (2)	0,4
Электрозапал	0,01
Мостиковый запал	0,03
Обратные клапаны (2)	0,12
Коллектор	1,11
Блок инициирующих устройств	0,3
Напорный рукав	1,2
Арматура	0,8
Электрокабель	0,1
Парашютная система	39,0
Блок уздечек	0,35
Соединительный (штепсельный) разъем	0,08
Сумка вытяжного ленточного парашюта с диаметром купола 0,55 м	0,13
Сумка вытяжного круглощелевого парашюта с диаметром купола 1,6 м	0,3
Тормозной ленточный парашют с диаметром купола 2 м системы FTS с соединительным звеном	3,17
Упаковочный чехол тормозного парашюта	0,27
Чехол стабилизирующего парашюта с диаметром купола 1,8 м	0,19
Шарнирное соединение для стабилизирующего парашюта	0,15
Ножи пирорезаков системы рифления	0,13
Петля для фиксации и сброса системы MARS	0,58
Силовая стропа системы MARS	2,18
Упакованный основной кольцевой парашют и круглощелевой ленточный парашют подхвата системы MARS	28,01
Развертываемый чехол (включая уздечки)	1,73
Переходная оболочка	0,59
Верхнее соединительное звено	0,11
Подвесная система	1,03
Общий вес	61,4

мых размеров под давлением гидросистемы и выдержка в автоклаве в течение 18 ч при температуре 88°С и давлении 363 мм. рт. ст. Перед установкой в отсек КР ALCM уложенная парашютная система не менее 18 ч охлаждается при комнатной температуре в вакууме. Для обеспечения требуемых размеров уложенной системы максимальный диапазон



1—крепежные болты модуля ОТЛ; 2—место крепления отсека к корпусу ракеты; 3—парашютный отсек; 4—узел крепления основного соединительного звена; 5—шарнирные болты; 6—крышка парашютного отсека; 7—место крепления соединительных строп
Рис. 11. Модуль ОТЛ, устанавливаемый на КР AGM-109

температур внутри нее должен быть в пределах 65,6—71°C и контролироваться термопарами.

Перспективы применения системы MARS. Благодаря высоким эксплуатационным характеристикам система MARS фирмы Ирвин, имеющая небольшой вес, найдет применение в новых программах. В настоящее время рассматриваются возможности оснащения некоторых беспилотных летательных аппаратов усовершенствованной системой MARS вместо применяемой системы спасения с двумя тандемно расположенными парашютами. Кроме использования в системе MARS основной парашют и парашют подхвата, возможно, найдут применение при выполнении других спасательных операций, требующих легких и малогабаритных систем спасения [1].

Парашютная система спасения крылатых ракет фирм Пионер Парашют и Джeneral Дайнэмикс. Фирма Пионер Парашют и отделение Конвэр фирмы Джeneral Дайнэмикс разработали легкую парашютную систему MARPS с тандемным расположением основного парашюта и парашюта подхвата. Эта система выгодно отличается от существующих парашютных систем тандемного типа, поскольку имеет лучшие эксплуатационные характеристики.

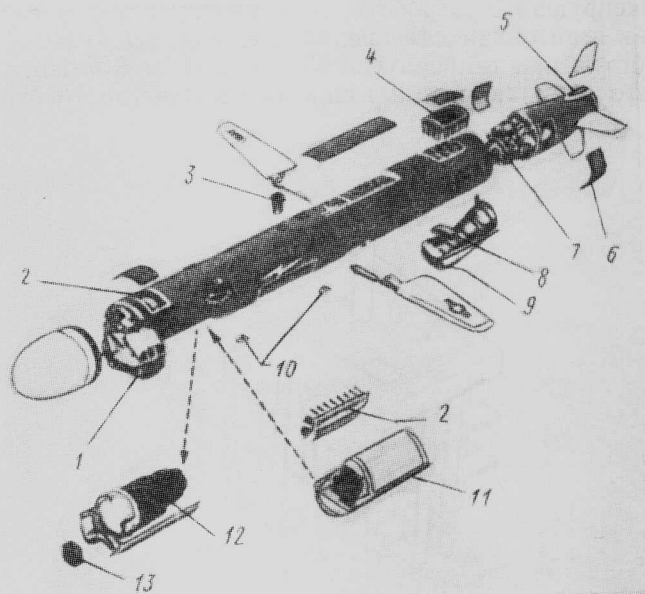
Перед началом летных конкурсных испытаний КР воздушного базирования было проведено 30 летных испытаний системы MARPS для определения ее характеристик, совместимости отдельных систем, совместимости с оборудованием спасательных средств, динамики ракеты при разворачивании парашютной системы. В ходе испытаний были получены положительные результаты и выявлены эксплуатационные возможности этой системы спасения.

В 30 летных и ряде наземных испытаний надежность системы MARPS составила 100%. При спасении модели КР AGM-109 «Томагавк» — аппарата РТВ (Parachute Test Vehicle) надежность составила 93%, что было связано с неблагоприятными метеоусловиями.

После завершения предварительных испытаний система MARPS успешно применялась в летных конкурсных испытаниях КР воздушного базирования. Эта система имеет небольшие вес и объем, ее компоненты изготавливаются из нейлона и кевлара, производство и укладка характеризуются высокой технологичностью, при вводе системы в действие на КР воздействуют небольшие перегрузки. Разработчики полагают, что при внесении незначительных изменений в последовательность операций по вводу в действие и подхвату, а также в методику укладки парашютная система MARPS найдет применение при испытаниях ракет по другим программам.

Парашютная система MARPS входит в состав специального испытательного модуля ОТЛ (Operational Test Launch Module). Этот модуль (рис. 11) устанавливается на ракете AGM-109 «Томагавк» (рис. 12) и обеспечивает возможность передачи телеметрических данных и данных слежения, а также приема команд и сигнала на срабатывание системы спасения. Система MARPS в модуле ОТЛ полностью автономна и включает узел крепления соединительных звеньев подвесной парашютной системы к корпусу ракеты. Крепление модуля ОТЛ к корпусу КР обеспечивается резьбовыми соединениями, а электропитание подается через электроразъемы.

Парашютная система спасения (рис. 13) состоит из двух тандемно расположенных парашютов — основного планирующего парашюта сложной формы с диаметром купола 21,9 м и парашюта подхвата с круглощелевым ленточным куполом диаметром около 5 м. Ввод системы в действие обеспечивается с помощью двух вытяжных парашютов с диаметрами куполов 0,61 м и 1,52 м.



1—блок системы наведения с шарнирным креплением; 2—резервный объем для нового оборудования; 3—штупсельный разъем; 4—модуль с аппаратурой управления полетом; 5—механизм разворачивания четырех рулей; 6—крышка смотрового люка двигательного отсека; 7—ТРДД; 8—вычислитель аэродинамических данных; 9—трубка Пито; 10—антенна радиовысотомера; 11—модуль ОТЛ с парашютной системой спасения MARPS; 12—ядерная боевая часть W-80 (на серийной ракете); 13—предохранительно-исполнительный механизм (на серийной ракете)

Рис. 12. Компонентная схема опытной КР AGM-109

Основной парашют стабилизирован по рысканию благодаря снижению по устойчивой планирующей траектории. Это достигается заменой некоторых клиньев полотнища купола сеткой из пористого материала (рис. 14). Стропы, соединительные звенья подвесной системы и рифовочная стропа юбки купола основного парашюта изготовлены из кевлара.

В конструкции парашюта подхвата также применяются компоненты из кевлара, в том числе один кольцевой и четыре радиальных элемента каркаса, рассчитанные на нагрузку 4536 кгс. Силовая стропа изготовлена из кевлара, покрыта легкой нейлоновой оболочкой и рассчитана на нагрузку 6125 кгс.

Миниатюрный механизм отцепки соединяет купол основного парашюта, силовую стропу и соединительное звено подвесной системы спасения. Развертываемая упаковочная камера парашютной системы состоит из наружной нейлоновой оболочки с лямками из кевлара и внутренней тефлоновой вставки. Два вытяжных парашюта размещены в чехле и небольшой сумке, прикрепленной к внешней части основной системы (рис. 15).

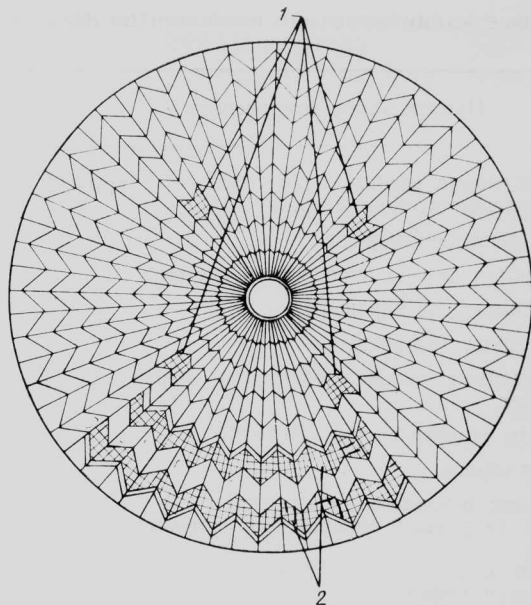
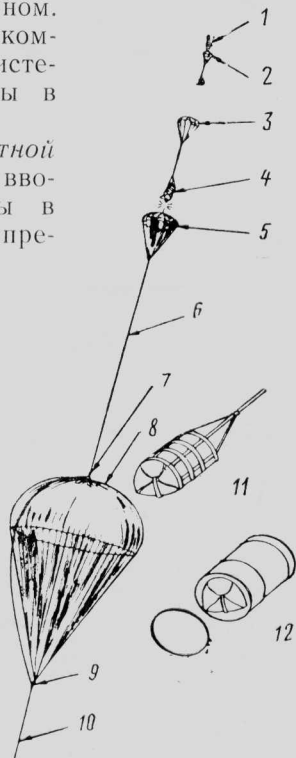
Разрифовка купола основного парашюта осуществляется за 12 с с помощью пирорезаков, рассчитанных на нагрузку 340 кгс и высокие температуры. Степень рифления составляет 7,4%. Разрифовка купола парашюта подхвата происходит за 6 с также с помощью пирорезаков. Параметр рифления составляет 19,7%. Силовая стропа в течение 27 с соединяется с полюсом купола основного парашюта через два пирорезака, рассчитанные на высокие нагрузки и температуры. Пирорезаки обеспечивают отцепку петли крепления из кевлара, рассчитанной на нагрузку 4536 кгс.

Парашютная система после сжатия под давлением и термообработки размещается в металлическом контейнере, предназначенном для транспортировки и хранения. Внутренняя полость контейнера, соответствующая по форме отсеку ракеты, обрабатывается пенополиуретаном. Весовые характеристики компонентов парашютной системы MARPS представлены в табл. 2.

Требования к парашютной системе MARPS. Перед вводом парашютной системы в действие в конце полета пре-

1—соединительные стропы, прикрепленные к крышке парашютного отсека; 2—сумка вытяжного парашюта диаметром 0,61 м; 3—вытяжной парашют диаметром 1,52 м; 4—стягиваемая защитная оболочка основного парашюта; 5—парашют подхвата с круглощелевым ленточным куполом диаметром 5 м; 6—силовая стропа; 7—пирорезаки системы рифления у полюсного отверстия купола основного парашюта, срабатывающие через 27 с после ввода системы спасения в действие; 8—основной парашют диаметром 21,9 м; 9—механизм отцепки системы MARPS; 10—соединительное звено подвесной парашютной системы; 11—уложенная парашютная система; 12—контейнер для транспортировки и хранения уложенной парашютной системы

Рис. 13. Схема парашютной системы MARPS КР AGM-109

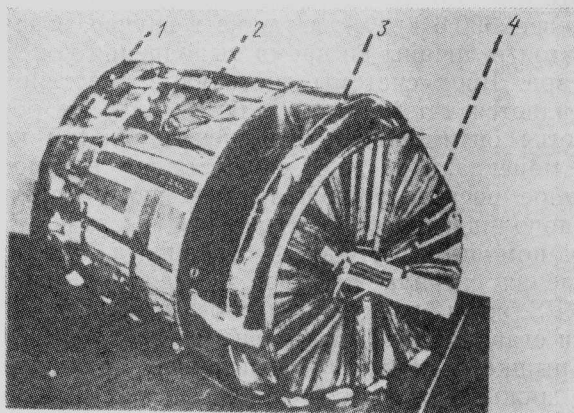


1—отверстия, затянутые сеткой (в полюсной части купола парашюта); 2—отверстия для истечения воздуха в нижней части купола парашюта, затянутые сеткой

Рис. 14. Вид купола основного парашюта системы MARPS в плане

дусматривается запрограммированный набор высоты для уменьшения скорости КР. В верхней части траектории при небольшом отрицательном угле атаки ракеты крышка отсека парашютного контейнера отстреливается и приводит в действие систему спасения. Вес КР в конце траектории полета составляет 635—866 кгс.

Система MARPS должна быть совместима с применяемыми ВВС США средствами службы спасения и соответствовать следующим расчетным параметрам: высота срабатывания 3,6—7,3 км, скоростной напор 341,8—390,6 кгс/м², угол наклона траектории от -5° до $+35^\circ$, угол атаки от -4° до -8° , максимальная величина силы торможения 3630 кгс, максимальная скорость снижения на высоте 3,05 км составляет 7,6 м/с, максимальный вес системы 36,3 кгс, объем системы 0,055 м³, величина ускорений, при которых срабатывают пирорезаки системы рифления, составляет 1000 g (на юбке) и



1—первый вытяжной парашют; 2—второй вытяжной парашют; 3—защитная оболочка; 4—соединительное звено подвесной системы КР

Рис. 15. Укладываемая под давлением парашютная система MARPS

Таблица 2

Весовые характеристики компонентов парашютной системы MARPS

Наименование компонентов	Вес, кгс
Соединительные стропы, прикрепленные к крышке парашютного контейнера	0,03
Первый вытяжной парашют	0,14
Стягиваемая камера парашютной системы	0,14
Второй вытяжной парашют	0,68
Сумка основного парашюта	1,59
Соединительное звено подвесной парашютной системы	0,59
Механизм отцепки системы MARPS	0,43
Силовая стропа	5,33
Общий вес основного парашюта: купол (с учетом пирорезаков системы рифления)	20,52
стропы и соединительное звено	19,27
Пирорезаки рифовочных строп, установленные в полюсе купола основного парашюта	1,25
Парашют подхвата	0,31
Парашют подхвата	4,31
Общий вес уложенной парашютной системы	34,07

2000 g (на полюсе купола), надежность разворачивания 0,95, среднее квадратичное значение амплитуды колебаний основного парашюта 10° , максимальная угловая скорость вращения купола основного парашюта относительно вертикальной оси 1 град/с, среднее квадратичное значение максимального угла отклонения парашюта подхвата от вертикали 60° , максимальная расчетная нагрузка на лебедку вертолета спасения ($1,4 \times$ натяжение троса \times максимальный посадочный вес \times двукратная перегрузка) 2540 кгс, скорость сближения вертолета с ракетой 83—120 км/ч.

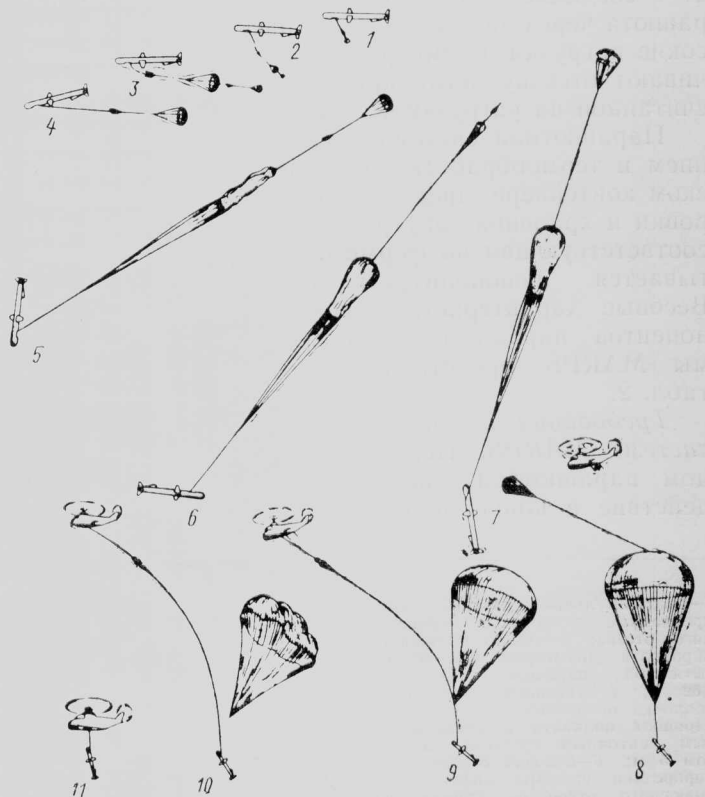
Действие системы MARPS. Система обеспечивает подхват КР в воздухе вертолетом. В целях уменьшения динамических нагрузок и предотвращения повреждения бортовых подсистем КР применяется ступенчатый ввод парашютов в действие. Перед началом операций по спасению ракета осуществляет набор высоты. Бортовая система наведения через блок аппаратуры модуля ОТЛ подает команду на ввод в действие системы спасения на высоте 3,6—7,3 км при величине скоростного напора менее $390,6 \text{ кгс/м}^2$, а также в случае возрастания этой величины во время выполнения конечного маневра. Ввод системы спасения в действие осуществляется также в том случае, если не обеспечивается оптимальное выполнение ракетой конечного маневра. При этом осуществляется непосредственное раскрытие купола основного парашюта без дополнительного торможения и стабилизации КР с помощью тормозного парашюта. После поступления сигнала на ввод в действие системы MARPS носок ракеты немного опускается и угол атаки становится отрицательным.

Крышка парашютного контейнера, размещенного в нижней части модуля ОТЛ, отстреливается вниз с помощью пиропатронов. Две нейлоновые соединительные стропы, прикрепленные к крышке отсека, вытягивают из камеры тормозной парашют диаметром 0,61 м, который наполняется воздухом и вытягивает другой вытяжной парашют диамет-

ром 1,5 м. Вытяжной парашют большего диаметра вытягивает сложенный основной парашют, который за счет наклонной задней стенки контейнера получает боковую составляющую скорости. Это позволяет избежать столкновения с подфюзеляжным выдвигным воздухозаборником двигателя и хвостовыми рулями КР AGM-109.

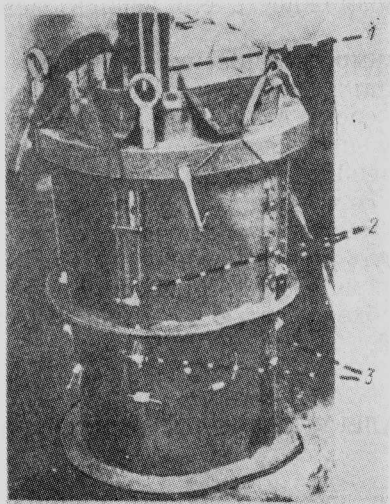
После этих операций вводится в действие система MARPS (рис. 16): сначала разворачивается купол основного парашюта, затем силовая стропа и парашют подхвата. В этот момент КР разворачивается по тангажу и висит на соединительном звене хвостовой частью вниз. Через 6 с происходит разрифовка купола парашюта подхвата, а еще через 5 с — купола основного парашюта. Полное раскрытие основного парашюта происходит через 20 с после отстреливания крышки парашютного контейнера. За это время КР снижается приблизительно на 610 м в зависимости от угла траектории полета ракеты в момент ввода в действие системы MARPS.

Через 27 с срабатывают пирорезаки, удерживающие силовую стропу, и система MARPS полностью готова к подхвату в воздухе. Вертолет НН-53, летящий на одной высоте с парашютной системой, приближается к ней со стороны белых маркировочных клиньев, выделяющихся на оранжевом куполе основного парашюта. За счет затянутых сеткой из пористого материала отверстий парашют планирует в направлении вертолета. Парашют под-



1—отстреливание крышки люка парашютного контейнера; 2—ввод в действие вытяжного парашюта диаметром 0,61 м; 3—ввод в действие вытяжного парашюта диаметром 1,5 м; 4—вытягивание из камеры основного парашюта и парашюта подхвата; 5—начало разворачивания купола основного парашюта; 6—отделение вытяжного парашюта и разрифовка парашюта подхвата; 7—разворачивание парашюта подхвата и разрифовка купола основного парашюта; 8—сближение спасательного вертолета с парашютом подхвата; 9—подхват КР; 10—отделение основного парашюта; 11—подтягивание КР и ее буксировка в летно-испытательный центр

Рис. 16. Последовательность ввода в действие парашютной системы MARPS



1—19-тонный гидравлический силовой цилиндр; 2—внутренние кевларовые стропы предохранительных клапанов; 3—болты крепления строп

Рис. 17. Устройство для укладки компонентов парашютной системы MARPS

хвата находится за основным парашютом, и до завершения операций по захвату КР вертолет сначала должен пройти над куполом основного парашюта. После захвата происходит отделение основного парашюта, а КР подтягивается к фюзеляжу вертолета и транспортируется в летно-испытательный центр, где опускается на специальную платформу.

Методика укладки парашютной системы MARPS. Система общим весом 34,07 кгс размещается в отсеке объемом 0,055 м³, расчетная плотность укладки составляет около 640,7 кгс/м³. Однако между парашютным блоком и стенками отсека образуется довольно большой зазор, поскольку система MARPS фактически занимает объем

0,0498 м³, а плотность укладки достигает 688,8 кгс/м³.

Парашютная система укладывается под давлением в прочной камере (рис. 17) со стальными стенками, сжатие компонентов системы из нейлона и кевлара осуществляется под нагрузкой 17 237 кгс, создаваемой гидравлическим прессом. После прекращения воздействия нагрузки спрессованный материал может существенно расшириться. Для устранения этого явления система выдерживается под давлением в течение продолжительного периода времени. Более предпочтительной считается установка внутри уложенной парашютной системы промежуточных предохранительных клапанов, которые вдавливаются в верхнюю часть сложенного сегмента и затем закрепляются болтами с помощью кевларовых строп снаружи контейнера.

Полностью уложенная система повторно подвергается максимально возможному сжатию. Затем она извлекается из-под пресса, помещается в термокамеру на 20 ч и подвергается термообработке при температуре 82°C. При завершении этого цикла внешнее давление существенно уменьшается. Блок снова помещается под пресс, подвергается максимальному сжатию и охлаждается под давлением в течение 8 ч. После охлаждения находящиеся снаружи контейнера кевларовые стропы, соединенные с предохранительными клапанами внутри системы, отсекаются, в результате чего клапаны остаются незакрепленными. Парашютная система извлекается из укладочного устройства и устанавливается в контейнер для транспортировки и хранения [2].

1. Delurgio P. R., Engstrom B. A., Buhler W. C. The mid-air recovery system for the air launched cruise missile. AIAA Paper N 81-1915.

2. Everett W. J., Henke D. W. Design and development of a light weight mid-air retrieval parachute system for cruise missiles.

AIAA Paper N 81-1914.

Референт А. Н. Волкова.
Редактор Н. Н. Новичков.

УДК 629.782.02

ИССЛЕДОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ И МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ*

Дальнейшие успехи космических исследований в значительной степени зависят от способности проектировщиков решить задачу создания легких конструкций для больших многоразовых воздушно-космических аппаратов (МВКА), предназначенных для полетов «Земля—орбита» и периодически подвергающихся сильному аэродинамическому нагреву.

Создание МВКА «Спейс Шаттл» продемонстрировало значительный прогресс в решении этой проблемы, однако требования к перспективным МВКА будут еще более жесткими и может потребоваться увеличить продолжительность срока их

службы. Данное требование можно обеспечить при использовании металлических теплозащитных покрытий. Хотя в 1970-х годах выделялись лишь незначительные средства на исследования металлических систем теплозащиты, к настоящему времени достигнуты некоторые успехи в области разработки материалов и конструкций, которые окажут влияние на развитие перспективных аппаратов.

Вес конструкции МВКА составляет самую большую часть сухого веса аппарата (~60%), что говорит о важности дальнейшего прогресса в области материалов и конструкций. Многие концепции, к изучению которых впервые приступили в начале 1960-х годов, к настоящему времени достигли стадии летных испытаний. Как свидетельствует накопленный за последние годы опыт, для разработки и проверки новой концепции требуется как минимум 5—10 лет и еще 5—7 лет — на изготовление

* Kelly H. N., Rummler D. R., Jackson L. R. Research in structures and materials for future space transportation systems — an overview.

Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, v. 20, I—II, N 1, p. 89—96.

первого образца аппарата. Поэтому в настоящее время необходимо проведение исследований перспективной техники для аппаратов, которые поступят в эксплуатацию в 2000 г.

ВЫБОР СХЕМЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО МВКА

Схема аппарата влияет на выбор концепции теплозащиты, и наоборот. В результате анализа перспектив космических полетов определены три основных типа МВКА: аппараты с горизонтальным стартом и посадкой НТОНЛ (Horizontal Takeoff and Horizontal Landing), аппараты с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой ВТОНЛ (Vertical Takeoff and Horizontal Landing) и аппараты с вертикальными стартом и посадкой ВТОВЛ (Vertical Takeoff and Vertical Landing).

Схема аппарата НТОНЛ предусматривает создание аэродинамической подъемной силы на начальном участке выведения в атмосфере. Для обеспечения полета аппарата с тяжелой полезной нагрузкой и полным запасом топлива требуется использование крыла относительно большой площади. Возвращение аппарата НТОНЛ в атмосферу осуществляется по траектории с малой интенсивностью нагрева, но в течение довольно продолжительного времени, вследствие чего возможно использование металлической системы теплозащиты. Металлические покрытия выдерживают относительно высокие суммарные тепловые нагрузки благодаря отражению тепла в космическое пространство, но не могут использоваться при значительно более высоких температурах нагрева.

Концепция аппарата ВТОНЛ предусматривает создание требуемой величины тяги на начальном участке выведения в атмосфере. Наибольшее значение для аппарата ВТОНЛ имеет вес, а не подъемная сила. Этот фактор влияет на выбор схемы аппарата, рассчитанного на относительно высокие удельные нагрузки на крыло при входе в атмосферу, и требует спуска в атмосфере по траектории с относительно высокой интенсивностью нагрева в течение непродолжительного времени. Это, в свою очередь, требует использования высокотемпературных теплозащитных покрытий типа керамических материалов для защиты конструкции аппарата из низкотемпературных материалов. Такая концепция теплозащитной системы применяется навоздушнокосмическом самолете (ВКС) системы «Спейс Шаттл». В настоящее время считается, что перспективные аппараты с вертикальным стартом будут иметь на 20—40% меньшую удельную нагрузку на крыло по сравнению с ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Поэтому для этих схем также могут использоваться металлические теплозащитные покрытия.

Схема аппарата ВТОВЛ рассчитана на полет по баллистической или полубаллистической траектории. При входе в атмосферу этот аппарат будет испытывать наиболее интенсивный нагрев в течение непродолжительного времени. Экстремальные температуры нагрева поверхности аппарата превысят возможности существующих материалов, в связи с чем потребуются использование какого-либо метода охлаждения. При наличии на борту МВКА запаса топлива для отработки тормозного импульса на конечной фазе полета обеспечивается потен-

циальная возможность его использования для охлаждения.

Необходимость снижения стоимости разработки и эксплуатации аппарата любого типа требует увеличения срока службы и полностью многократного применения. Это, в свою очередь, влияет на выбор концепции системы теплозащиты и схемы аппарата. В частности, требование обеспечения полностью многократного применения определяет необходимость использования на борту аппаратов больших баков для криогенного топлива, что связано с необходимостью создания термостойких конструкций.

МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА

Наиболее важной проблемой при разработке конструкции МВКА является выбор материалов и технологии производства. При выборе любой концепции термостойкой конструкции необходимо учитывать предельные возможности материалов и технологии, продолжительность срока эксплуатации, диапазон рабочих температур и суммарную продолжительность их воздействия. При проектировании перспективных МВКА считается, что максимальные температуры нагрева поверхности аппарата составляют 580—1900 К, рабочий ресурс соответствует 500 полетам, суммарная продолжительность воздействия высоких рабочих температур 250—1000 ч.

На рис. 1 приведена сравнительная оценка современного состояния материалов, которые могут быть использованы на перспективных МВКА, в зависимости от диапазона рабочих температур.

Алюминиевые сплавы. Проведившиеся в последнее время работы по композиционным материалам с алюминиевой матрицей, армированным борволокном, свидетельствуют о возможности их применения при температурах нагрева до 560 К при отсутствии воздействия высокотемпературных усталостных напряжений в сжатом воздухе.

Были проведены испытания панелей с сотовым наполнителем из композиционного материала на основе алюминия, армированного волокном борсик. В течение 100 ч они подвергались нагреву до 533 К. Результаты испытаний свидетельствуют о решении ряда проблем, возникших на ранних стадиях разработки.

Образцы композиционного материала с алюминиевой матрицей, армированного волокнами

Рис. 1. Термостойкость материалов для перспективных МВКА



1—алюминиевые сплавы; 2—композиционные материалы с алюминиевой матрицей; 3—графитопластики; 4—титановые сплавы; 5—композиционные материалы с титановой матрицей; 6—суперсплавы; 7—керамические материалы; 8—тугоплавкие сплавы; 9—композиционные материалы типа углерод—углерод; 10—существующие материалы; 11—в стадии начальной разработки; 12—в стадии начальной разработки

Рис. 1. Термостойкость материалов для перспективных МВКА

поликристаллической окиси алюминия, подвергались воздействию нагрева до 590 К в течение 2500 ч. Свойства волокна при этом не ухудшились, но была установлена необходимость улучшения свойств сплава матрицы. Имеются потенциальные возможности использования этого материала при рабочих температурах до 750 К.

Углепластики. Ослабление матрицы композиционного материала при окислении в условиях высоких рабочих температур ограничивает использование эпоксидного углепластика только при температурах до 425 К. Исследуемые в настоящее время полиимидные углепластики, возможно, будут пригодны для использования при температуре 560 К в течение 1000 ч. Новые полиимидные смолы могут значительно улучшить технологичность полиимидных композиционных материалов без существенного ухудшения их термостойкости.

Титановые сплавы. Конструкции из титановых сплавов выдерживают нагрев до 700 К. В перспективе возможно значительное увеличение максимальной температуры эксплуатации титановых сплавов и упрощение процесса изготовления из них сложных компонентов конструкции. Предел ползучести и стойкость к окислению титановых сплавов при высоких температурах нагрева могут быть значительно улучшены ионной металлизацией благородными металлами, например платиной. При этом максимальная рабочая температура нагрева увеличится до 975 К.

Упрощение технологии изготовления титановых конструктивных компонентов и усложнение их геометрии станут еще более значительными после завершения исследований по контрактам NASA, предусматривающих изготовление титановых конструкций методом сверхпластического формования и диффузионной сварки. Для композиционного материала с матрицей из титана, армированного волокном борсик, выявлены потенциальные возможности увеличения рабочей температуры до 1000 К. Однако химические реакции между волокном и титановой матрицей остаются проблемой.

Если будет обеспечено уменьшение взаимодействия между поверхностями волокна и матрицы нанесением на волокно защитного покрытия (например, вольфрама) или выбором волокна другого типа (например, карбида кремния), композиционные материалы с титановой матрицей можно будет применять при температурах до 1140 К. Для повышения стойкости этих материалов к окислению предполагается использовать защитные покрытия из благородных металлов с ионной металлизацией.

Суперсплавы. Суперсплавы на основе никеля и кобальта могут применяться при температурах до 1250 К. Дисперсноупрочненные сплавы типа TD—NiCr успешно испытывались в качестве теплозащитных покрытий, рассчитанных на температуры до 1370 К. Разрабатываются суперсплавы нового типа LRO (Long-Range-Order), которые не рассчитаны на более высокие температуры, но имеют повышенную прочность и значительно более высокий предел ползучести по сравнению с обычными сплавами. Применение суперсплавов нового типа обеспечит снижение веса теплозащитной системы перспективных МВКА.

Керамические материалы. В течение продолжительного времени считалось, что компоненты

конструкции из керамических материалов могут использоваться при температурах до 1650 К. Однако до настоящего времени известно только о нескольких попытках использования этих материалов в конструктивных элементах.

Тугоплавкие металлы и композиционные материалы из углерода, армированного углеродным волокном. В последние годы были успешно испытаны теплозащитные панели из сплавов тугоплавких металлов. Испытания проводились при температуре 1600 К в течение 50 имитированных полетов ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Разработка металлических теплозащитных систем с покрытием из колумбия дает основания полагать, что рабочий ресурс теплозащитных панелей на перспективных МВКА составит 100 полетов при максимальной рабочей температуре 1750 К.

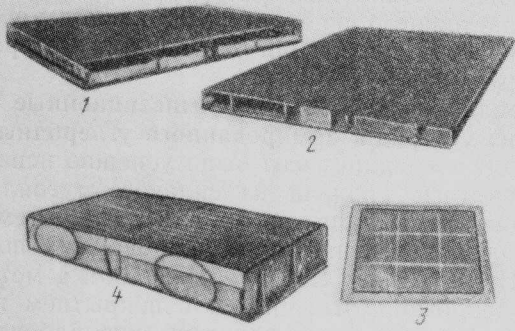
Композиционные материалы типа углерод—углерод с защитным покрытием уже используются для изготовления носков крыла и фюзеляжа ВКС МВКА «Спейс Шаттл», подвергающихся при входе в атмосферу воздействию температур свыше 1600 К. Продолжается разработка композиционных материалов типа углерод—углерод со специальным покрытием, которые имеют повышенные прочность и стойкость к окислению и рассчитаны на воздействие рабочих температур до 1800 К в течение 500 полетов МВКА.

Специалисты считают, что для перспективных МВКА наиболее целесообразным будет улучшение следующих характеристик материалов металлических теплозащитных систем: стойкость к окислению, термомеханическая устойчивость и предел ползучести, а также повышение технологичности и снижения стоимости производства композиционных материалов и титановых сплавов.

ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ СИСТЕМЫ

Керамическое теплозащитное покрытие многократного применения. По программе «Спейс Шаттл» проведены интенсивные работы, связанные с совершенствованием теплозащитного покрытия RSI и устранением следующих недостатков, характерных для пористых керамических материалов: хрупкости, влагопоглощения, несовместимости с металлами по тепловой деформации. За последние годы в научно-исследовательском центре (НИЦ) им. Эймса (NASA) достигнут значительный прогресс в разработке теплозащитного покрытия FRCI (Fibrous Refractory Composite Insulation), представляющего собой плитки из волокнистого керамического материала. Покрытие FRCI имеет в два раза большую прочность и приблизительно наполовину меньшую степень усадки по сравнению с теплозащитными плитками LI фирмы Локхид, устанавливаемыми в настоящее время на ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Однако требуется дополнительная оценка соответствия срока службы и надежности керамических теплозащитных плиток требованиям перспективных МВКА.

Металлическая теплозащитная система с теплоизоляционным слоем. В последнее десятилетие разработана широкая технологическая программа совершенствования металлических теплозащитных покрытий для обеспечения возможности их приме-

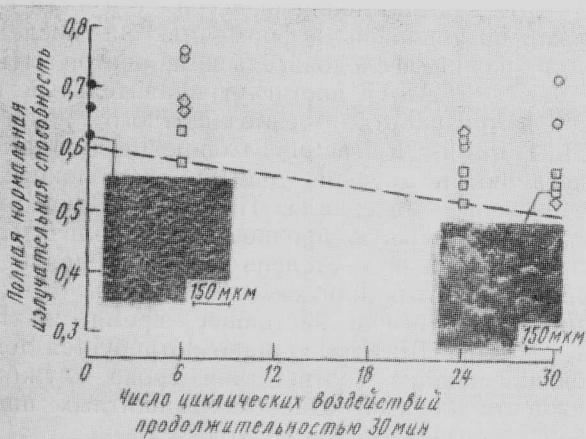


1—теплозащитная панель из сплава Рене 41 (максимальная температура 1140 К, подвергалась 26 термоциклическим и 11 азотермическим испытаниям); 2—теплозащитная панель из материала L-605 (максимальная температура 1260 К, подвергалась воздействию 32 термоциклическим и 13 азотермическим испытаниям); 3—теплозащитная панель из ниобия с покрытием (максимальная температура 1590 К, подвергалась 50 термоциклическим и 100 акустическим циклическим испытаниям); 4—теплозащитная панель из сплава TD Ni—20 Cr (максимальная температура 1480 К, подвергалась 100 тепловым и статическим прочностным испытаниям)

Рис. 2. Концепции металлических теплозащитных систем с теплоизоляционным слоем

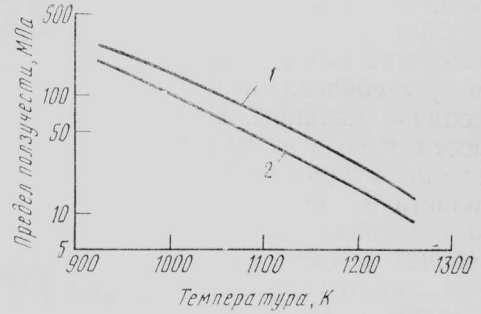
нения на перспективных МВКА. Основные усилия разработчиков сконцентрированы на концепции теплозащитного покрытия с теплоизолирующим слоем (рис. 2). Это гофрированное металлическое покрытие для компенсации теплового расширения устанавливается на внешней поверхности МВКА на гибких штырях и для уменьшения воздействия теплового потока на основную конструкцию аппарата имеет теплоизолирующий слой. Данное покрытие рассчитано на эксплуатацию при температурах до 1600 К и подвергалось ресурсным и тепловым испытаниям. Условия полета перспективного МВКА имитировались в высокотемпературной аэродинамической трубе с диаметром рабочей части 2,4 м в НИЦ им. Лэнгли.

На основе результатов испытаний теплозащитных систем первого поколения были разработаны, изготовлены и испытаны облегченные теплозащит-



Воздействующие температуры, К: ● — начальные условия; ○ — 1255; ◊ — 1365; □ — 1475

Рис. 3. Излучательная способность теплозащитной панели из материала TD—NiCr после воздействия имитируемых условий входа в атмосферу



1—усовершенствованная термомеханическая обработка; 2—современное производство
Рис. 4. Предел ползучести листа из материала HS 188 (1%-ная деформация за счет ползучести в течение 1000 ч работы, толщина листа 0,38 мм)

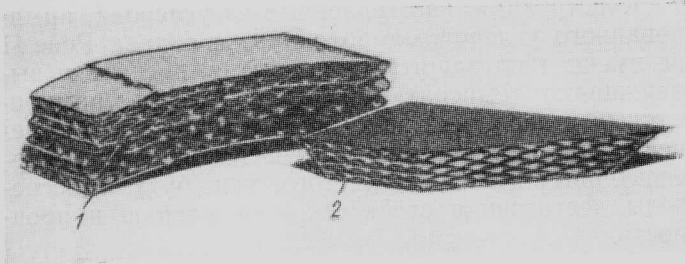
ные системы второго поколения. Вес теплозащитных систем второго поколения на 34% меньше веса теплозащитных систем первого поколения.

Несмотря на то что уже создана технологическая база для разработки металлических теплозащитных систем с теплоизолирующим слоем, ряд проблем полностью не решен. Как показали, например, результаты недавно проведенных исследований, в эксплуатационных условиях коэффициенты излучения используемых теплозащитных материалов не могут достигать расчетных значений. Испытания панелей из сплава TD—NiCr (рис. 3) после 30-минутного циклического воздействия высоких температур в условиях полета МВКА «Спейс Шаттл», имитируемых в аэродинамической трубе с электродуговым нагревом, показали, что усредненная нормальная величина коэффициента излучения первоначально была менее 0,6 (хотя часто при расчетах берется величина 0,8), а по мере увеличения числа имитируемых полетов МВКА наблюдалась тенденция уменьшения данного параметра.

Дальнейшего исследования требует также проблема увеличения веса теплозащитного покрытия за счет впитывания влаги волокнистой теплоизоляцией. Эту проблему предлагается решать путем продувки сухим газом или улучшения герметизации.

Как показали результаты одного из проведенных исследований, характеристики ползучести жаропрочных сплавов можно улучшить усовершенствованием термомеханической обработки материалов. На начальном этапе разработки программы «Спейс Шаттл» предел ползучести теплозащитного материала считался одним из возможных конструктивных ограничений для металлической теплозащитной системы. Для повышения предела ползучести некоторых теплозащитных материалов, в частности материала на основе кобальта HS 188, были проведены специальные исследования.

Как видно из графика на рис. 4, после усовершенствованной термомеханической обработки листа из материала HS 188 предел ползучести (1%-ная деформация за 1000 ч работы) возрос приблизительно на 50% в пределах всего диапазона температур 920—1250 К, т. е. расчетный срок службы материала при постоянной величине напряжения увеличился на порядок. Метод усовершенствованной термомеханической обработки материала



1—образец конструкции несущего топливного бака, изготовленной методом точечной сварки; 2—образец металлической теплозащитной плитки, изготовленной методом диффузионной сварки
Рис. 5. Образцы многослойной металлической теплозащитной системы

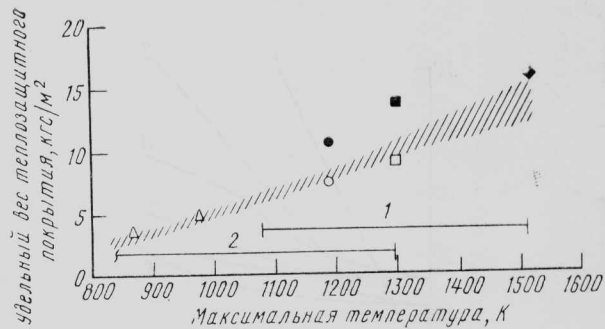
HS 188 включает предварительную обработку листа в холодном состоянии и последующую обработку при температуре 1420 К.

Многослойные теплозащитные плитки. Достигнутые успехи в области технологии производства позволили вернуться к ранее предложенной концепции многослойной металлической теплозащитной системы. Эта концепция (рис. 5) первоначально предусматривала создание комбинированной теплозащиты и конструкции для криогенных топливных баков, однако от нее отказались ввиду невозможности обеспечения герметичности конструкции: при соединении гофрированных металлических листов теплозащитного покрытия с помощью точечной сварки (рис. 5, левый образец) образовывались трещины.

В последние годы были отработаны новые технологические процессы соединения металлических листов. Применение методов жидкостной диффузионной сварки по поверхностям разделов LID (Liquid Interface Diffusion) и диффузионной сварки и сверхпластического формования позволило изготовить образцы многослойных титановых плиток без трещин. Расчеты показывают, что многослойная титановая теплозащитная плитка может обеспечить эффективный тепловой барьер при умеренных температурах даже при дренировании. Слои гофрированной фольги являются эффективными излучающими экранами, а их ячеистая конструкция из этих слоев обеспечивает низкую теплопроводность. Малоразмерные ячейки практически исключают конвекцию воздушной среды и обеспечивают передачу тепла только за счет проводимости воздуха. При создании герметичной конструкции конвекция воздушной среды может быть полностью устранена.

В настоящее время специалисты считают, что многослойная теплозащитная система в перспективе будет использоваться в виде отдельных теплозащитных плиток. Удельный вес многослойной теплозащиты и теплозащиты с теплоизоляционным слоем практически соответствует удельному весу керамического теплозащитного покрытия RSI на ВКС МВКА «Спейс Шаттл» (рис. 6).

При низких температурах нагрева многослойная теплозащита, по-видимому, является более предпочтительным вариантом металлических теплозащитных покрытий. При высоких температурах наилучшими являются системы теплозащиты с теплоизоляционным слоем. Границы области применения этих концепций теплозащитных систем еще точно не определены.



● — сплав Рене 41 } этап испытательный } металлическое теплозащитное покрытие с теплоизоляционным слоем
■ — сплав L-605 }
◇ — сплав TD-NiCr }
○ — сплав Рене 41 } этап промышленного изготовления }
□ — сплав HS 188 }
△ — титан—этап проектирования } многослойное теплозащитное покрытие

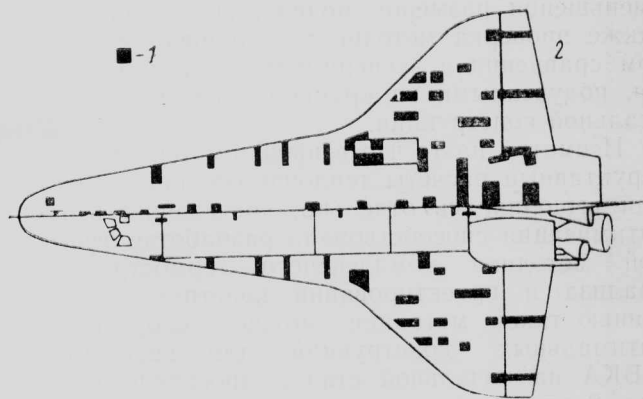
Штриховка — теплозащитное покрытие МВКА «Спейс Шаттл»
1—металлическое теплозащитное покрытие с теплоизоляционным слоем; 2—многослойное теплозащитное покрытие

Рис. 6. Сравнение удельных весов новых металлических теплозащитных покрытий и теплозащитного покрытия МВКА «Спейс Шаттл»

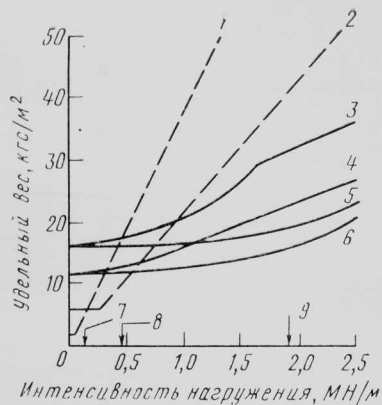
Полагают, что, по крайней мере, до температуры 1480 К металлические системы теплозащиты по весовым и тепловым характеристикам соответствуют керамическим теплозащитным покрытиям, но имеют больший срок службы. Для изучения влияния изогнутых и пересекающихся поверхностей металлических систем теплозащиты, воздействия скачков уплотнения, локальных горячих точек и т. д. требуется проведение дополнительных исследований.

ТЕРМОСТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ

Опыт разработки МВКА «Спейс Шаттл» показал, что проектирование конструкций больших летательных аппаратов, рассчитанных на вход в атмосферу, требует совершенствования существующих методов термоструктурного анализа. Обобщенная тепловая модель ВКС МВКА «Спейс Шаттл» (рис. 7) состоит из 118 трехмерных локальных моделей с сосредоточенными параметрами, каждая из которых имеет около 200 узловых точек. Температуры рассчитывались для всех ло-



1—типичная локальная трехмерная тепловая модель, включающая до 200 узловых точек; 2—нижняя поверхность; 3—верхняя поверхность
Рис. 7. Тепловая модель ВКС МВКА «Спейс Шаттл»



1—материал типа углерод — углерод; 2—сплав Рене 41; 3—алюминий; 4—титан; 5—графитоэпоксиды; 6—полиимиды; 7—поверхности управления; 8—фюзеляж; 9—кессон крыла
 — конструкция с теплозащитным покрытием;
 - - - конструкция без теплозащитного покрытия
 Рис. 8. Весовые характеристики термоструктурных систем, оптимальных в условиях нестационарного нагрева ($T_{\max} = 1090 \text{ K}$)

кальных заштрихованных зон и интерполировались для расчета температур соседних участков. Для определения времени возникновения критических тепловых и механических нагрузок в конструкции по результатам теплового анализа отслеживалось временно изменение температуры. Такая методика анализа сложных конструкций является несовершенной и малоприменимой для оценки перспективных МВКА.

В связи с этим НИЦ им. Драйдена, Джонсона и Лэнгли предпринимают совместные усилия по разработке более совершенной методики термоструктурного анализа. Предусматривается разработка: методов автоматизации наиболее трудоемких операций при создании тепловых моделей; способов ускоренного решения матричных уравнений большого порядка при нелинейных неустановившихся процессах теплопередачи; методов переноса температур с тепловой модели на модель конструкции; методов определения времени возникновения критических тепловых и механических нагрузок; усовершенствованных методик моделирования для уменьшения размеров модели. Предусматривается также проверка методик моделирования посредством сравнения с экспериментальными результатами, полученными на крупноразмерных элементах реальной конструкции.

Несмотря на то что в прошлом тепловой и конструктивный расчеты теплонапряженных конструкций выполнялись отдельно, достижения в теории оптимизации способствовали разработке эффективной методики комплексного термоструктурного анализа и проектирования конструкций. С помощью такой методики можно ускорить выбор оптимальных конструкций для перспективных МВКА на начальной стадии проектирования. На рис. 8 представлены весовые характеристики различных вариантов конструкции с теплозащитным покрытием, оптимальных в условиях нагрева до 1090 К при неустановившемся режиме.

Конструкции, изготовленные из углерода, армированного углеродным волокном, и сплава Рене 41 не имеют теплозащитного покрытия, поскольку выдерживают температуру 1090 К. Углерод, армированный углеродным волокном, может найти применение при изготовлении основных конструкций перспективных МВКА после того, как будут обеспечены достаточная стойкость к окислению и прочность.

Согласно результатам проведенных исследований при небольших нагрузках для конструкций поверхностей управления и фюзеляжа самыми легкими считаются жаропрочные материалы без теплозащитного покрытия. При более высоких нагрузках наиболее легким является относительно низкотемпературный материал с теплозащитным покрытием.

При разработке перспективных МВКА необходимо обеспечивать повышение максимальной рабочей температуры основной конструкции аппарата. Конструкция из полиимида, наполненного графитом, например, имеет более высокие характеристики, чем конструкция из графитоэпоксидного композиционного материала.

КОНСТРУКЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МВКА

Конструкции из композиционных материалов.

В последние годы большие усилия направлены на создание технологической базы для изготовления основных углепластиковых конструкций с полиимидной матрицей. Эти работы проводились по программе разработки композиционных материалов для перспективных МВКА CASTS (Composite for Advanced Space Transportation System). Программа CASTS предусматривает определение характеристик материалов, способов их изготовления, проведение расчета конструкций. В частности, в рамках программы CASTS осуществлялись работы по замене элевонов и подфюзеляжного щитка на ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Замена установленного на ВКС подфюзеляжного щитка на углеполиимидный щиток обеспечит снижение его веса на 25% (таблица).

На начальных этапах работы по программе CASTS успешно демонстрировались возможности нового силиконового клея с диапазоном рабочих температур 90—640 К, который может применяться для соединения плиточного теплозащитного покрытия RSI с углеполиимидными панелями.

Высокотемпературные металлические конструкции. Значительные усилия направлены на разработку концепций высокотемпературных конструкций,

Таблица

Снижение веса подфюзеляжного щитка ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

Материал	Вес основной конструкции, кгс	Вес системы теплозащиты, кгс	Общий вес, кгс
Алюминий	204	396	600
Полиимид, наполненный графитом	161	279	440
Экономия веса	43	117	160

использующих изогнутые элементы для обеспечения жесткости в основном направлении и уменьшения поперечных тепловых напряжений.

В 1965 г. данные концепции изучались по программе исследований гиперзвукового самолета. Были проведены предварительные исследования, включая оптимизацию и проверочные испытания конструкций. При испытаниях отдельных компонентов в НИЦ им. Драйдена проводились испытания панелей высокотемпературной конструкции крыла. В ходе этих испытаний крыло подвергалось комбинированному воздействию нагрева до 1000 К и максимальных расчетных механических нагрузок. После завершения испытаний крыло находилось в хорошем состоянии.

Конструкции топливных баков. Наиболее трудной задачей для разработчиков перспективных МВКА является создание топливных баков для криогенного горючего и окислителя.

Интерес к криогенным топливным бакам объясняется возросшим вниманием к вопросам обеспечения многократного применения основных компонентов МВКА. Проблема создания таких баков состоит из двух самостоятельных проблем: обеспечения размещения относительно плотного окислителя (жидкий кислород) и значительно менее плотного горючего (жидкий водород).

На аппаратах с горизонтальным взлетом окислитель необходимо размещать в крыле, а жидкий водород целесообразнее размещать в фюзеляже. Для обеспечения прочности криогенные топливные баки должны представлять собой часть основной конструкции аппарата.

Топливный бак для жидкого водорода отличается от других топливных баков для криогенного топлива тем, что вследствие крайне низкой температуры (20 К) жидкий водород способствует конденсации газов на поверхности топливного бака. Используемый для продувки воздух или какой-нибудь другой газ, кроме гелия, конденсируется на поверхности бака, что приводит к созданию области

местного разрежения и засасыванию дополнительного количества газа к поверхности бака, где опять происходит его конденсация. При этом осуществляется передача большого количества тепла водороду и происходит его закипание. Если для продувки используется воздух, то создается потенциальная угроза безопасности полета из-за частичного сжижения кислорода воздуха. Ранее предлагались различные концепции бака для водорода, однако ни одна из них не соответствовала требованиям из-за большого веса и стоимости, малого ресурса и сложности эксплуатации.

В большинстве последних перспективных исследований рассматривались концепции топливных баков с полностью металлической сотовой конструкцией, поскольку за счет продолжительного срока службы металлы могут обеспечить многократность применения и надежность, необходимые при выполнении перспективных космических полетов.

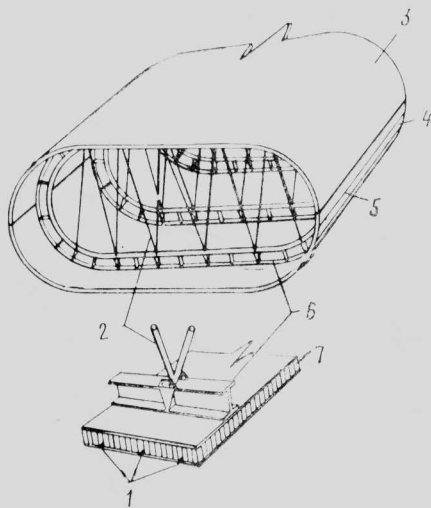
Одна из концепций предусматривала использование сотовой конструкции, выполняющей функции теплозащиты и основной несущей конструкции (рис. 9). Верхняя половина фюзеляжного бака имеет сотовую конструкцию из титана и подвергается умеренному нагреву. Нижняя половина топливного бака имеет высокотемпературную щелевую (для компенсации теплового расширения) сотовую паяную конструкцию из сплава Рене 41. Крыло с баками жидкого кислорода имеет аналогичную конструкцию.

Технология изготовления сотовой конструкции из титана была разработана по программе сверхзвуковых транспортных самолетов. Технология пайки сотовой конструкции из сплава Рене 41 разработана сравнительно недавно фирмой Боинг.

Однако несмотря на последние достижения требуется проведение дополнительных исследований, необходимых для: оценки работы продольных щелей-компенсаторов теплового расширения; обеспечения и улучшения совместности материалов для изготовления топливного бака с горючим и окислителем; разработки оборудования и методов изготовления и проверки термоконструкционных характеристик компонентов крупногабаритного топливного бака. В настоящее время ведутся работы, связанные с решением первого из этих требований. Более серьезную проблему представляет обеспечение совместности титана с водородом и кислородом. Необходимость решения этой проблемы может потребовать выбора другого материала.

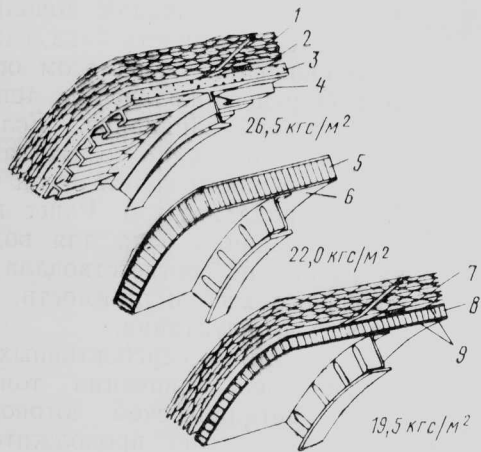
Некоторые результаты предварительных исследований показывают, что по весовым характеристикам может быть оптимальной замена титана на композиционный материал с алюминиевой матрицей. Однако технология производства конструкций из композиционных материалов с алюминиевой матрицей разработана в меньшей степени, чем технология титановых конструкций, в связи с чем требуются дополнительные работы по новым материалам.

Для удовлетворения третьего требования необходима разработка технологии производства и соединения панелей сотовой конструкции при изготовлении конструкции топливного бака. Необходимо также обеспечение проверки термоконструк-



1—щели-термокомпенсаторы; 2—наклонные распорки; 3—конструкция из титана; 4—конструкция из сплава Рене 41; 5—щели-термокомпенсаторы; 6—шпангоут; 7—сотовая конструкция

Рис. 9. Концепция криогенного топливного бака с металлической сотовой конструкцией



1—многослойная система теплозащиты из суперсплава; 2—многослойная система теплозащиты из титана; 3—теплоизоляционный слой из органического пеноматериала; 4—алюминиевая несущая обшивка с монолитным подкреплением; 5—слой с разрежением; 6—сотовая конструкция из титана или алюминиевого суперсплава; 7—многослойное теплозащитное покрытие; 8—сотовая титановая обшивка с разрежением; 9—обшивка из алюминиевого сплава

Рис. 10. Конструкции криогенного топливного бака для перспективных МВКА (указан удельный вес стенки)

ционных характеристик нагруженных криогенных баков, что требует специального испытательного оборудования.

Американскими специалистами рассмотрены концепции криогенных топливных баков (рис. 10), предназначенных для МВКА с горизонтальным стартом с помощью ТРД. Концепция бака, предусматривающая использование теплоизоляционного слоя из органического пеноматериала, соответствует современному уровню техники и приводит к наибольшему весу бака. Две другие концепции, в которых конструкция криогенного бака одновременно выполняет функции теплозащитной системы и основной конструкции, требуют дальнейшего прогресса в технологии производства. Для реализации этих концепций, обеспечивающих лучшие весовые характеристики, необходимо изготовление вакуумной герметичной конструкции. Концепция топливного бака с полностью сотовой конструкцией отличается простотой, но приводит к строгим эксплуатационным ограничениям ввиду повышенных тепловых напряжений.

Сравнительно недавно предложена концепция топливного бака с многослойным теплозащитным покрытием и основной сотовой конструкцией. Исследования данной концепции находятся на начальной стадии, однако ее реализация устранил проблемы, связанные с тепловым напряжением и совместимостью материалов.

БУДУЩИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Наземные испытания. При разработке любого гражданского и военного самолета осуществляется широкая программа крупномасштабных наземных испытаний на прочность с использованием одного или нескольких самолетов и специального испытательного оборудования. Для испытаний ВКС МВКА «Спейс Шаттл» используется другой под-

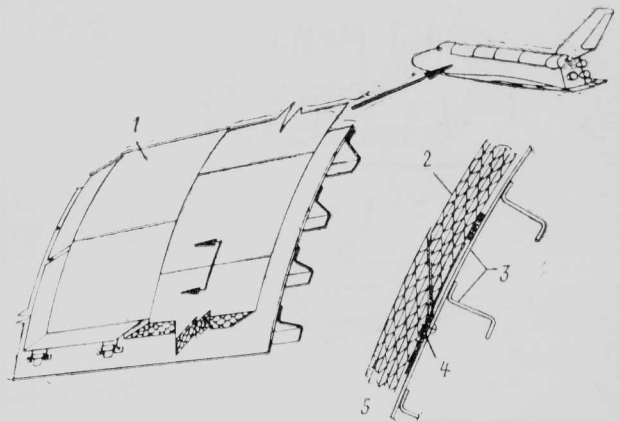
ход, предусматривающий максимальное использование существующего испытательного оборудования и проведение доводочных и проверочных испытаний тщательно отобранных экспериментальных образцов в дополнение к аналитическим исследованиям, на основе которых выполнялась сертификация аппарата.

Такой подход может не соответствовать программам перспективных МВКА, у которых конструктивные и тепловые характеристики более тесно взаимосвязаны. При создании этих аппаратов необходимо использовать более перспективные концепции для повышения эффективности конструкции и увеличения срока ее эксплуатации по крайней мере в 5 раз.

Например, для самолета «Конкорд», который подвергается относительно умеренному нагреву при сверхзвуковом полете, но рассчитан на продолжительный срок службы, было изготовлено сложное испытательное оборудование, обеспечивающее одновременное воздействие нагрева и нагрузок на конструкцию. Опыт испытаний высокотемпературных конструкций самолета YF-12 показал, что тепловые и прочностные характеристики этих конструкций были рассчитаны не совсем правильно.

В настоящее время ведутся работы по оценке пригодности результатов первоначальных исследований по разрабатываемым программам, являющихся частью аналитического анализа изучаемых концепций. Это позволит уточнить задачи крупномасштабных наземных испытаний и выбрать методику тепловых и прочностных испытаний МВКА. Начальные усилия будут сконцентрированы на изучении существующих аналитических и экспериментальных данных, которые затем дополняются результатами испытаний высокотемпературной конструкции крыла. Требуется расширить перечень работ и провести тепловые и прочностные испытания ВКС 101 «Энтерпрайз» с помощью оборудования, имеющегося в НИЦ им. Драйдена.

Летные испытания. Использование МВКА «Спейс Шаттл» и предлагаемого экспериментального аппарата SLERV (Shuttle—Launched Entry Research Vehicle) в качестве испытательных стен-



1—многослойные металлические теплозащитные плитки размером 30,5×30,5 см; 2—многослойная конструкция из фольги; 3—основная конструкция аппарата; 4—механические узлы крепления; 5—сечение обшивки

Рис. 11. Перспективная экспериментальная теплозащитная система для ВКС

дов обеспечивает большие возможности в 1980-х годах для проверки ряда концепций в реальных условиях входа в атмосферу. В настоящее время разрабатывается программа создания термоконструкционных материалов для перспективных МВКА, которая будет включать проведение летних испытаний в рамках программы OEX (Orbiter Experiment), предусматривающей проведение ряда экспериментов на борту МВКА «Спейс Шаттл».

Для одного из экспериментов программы OEX выполнят выборочную замену керамических теплозащитных плиток покрытия RSI многослой-

ными металлическими теплозащитными плитками (рис. 11). Наивысший приоритет отдается титановым теплозащитным плиткам, которые рассматриваются в качестве одного из вариантов системы теплозащиты многократного применения для перспективных МВКА в зонах низкотемпературного нагрева. В последующих экспериментах керамические теплозащитные плитки в зонах высоких температур предполагается заменить биметаллической многослойной системой теплозащиты или теплозащитой с теплоизоляционным слоем.

Референт П. И. Качур.

УДК 629.782.023.222

МНОГОСЛОЙНЫЕ ТИТАНОВЫЕ ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПЛИТКИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МВКА*

В США продолжают работы по созданию легких теплозащитных систем многократного применения для современных и перспективных воздушно-космических аппаратов. В настоящее время ведется широкое исследование различных концепций металлических теплозащитных систем. К перспективным системам относится целый ряд многослойных теплозащитных покрытий, причем основные усилия разработчиков сконцентрированы на создании многослойной титановой теплозащиты, рассчитанной на температуры 316—538°C.

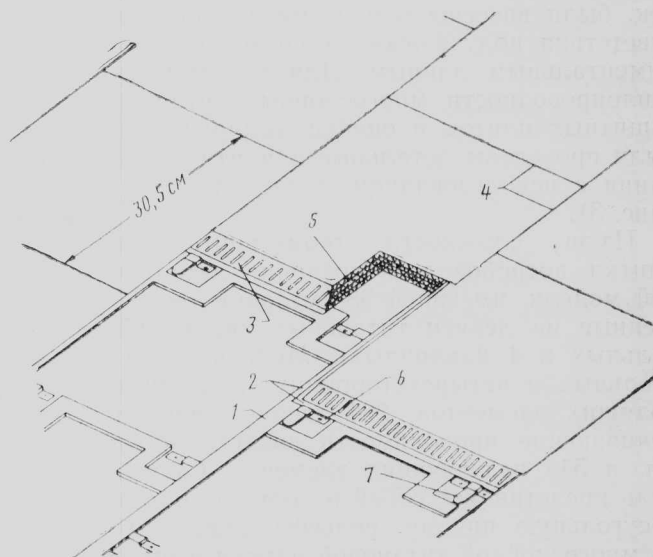
В научно-исследовательском центре им. Лэнгли (NASA) были проведены исследования для оценки характеристик и конструкций титановой многослойной теплозащитной системы. Наряду с аналитическими исследованиями проводились экспериментальная проверка прочностных и тепловых характеристик системы теплозащиты, испытания в аэродинамической трубе, на воздействие грозовых разрядов, акустические и вибрационные испытания.

Многослойные титановые теплозащитные плитки. Концепция многослойной титановой системы теплозащиты иллюстрируется на рис. 1. Теплозащитная панель, состоящая из нескольких отдельных плиток, крепится к основной конструкции механическим способом с помощью байонетных замков, приваренных к нижней поверхности плиток. Прокладки из волокна номекс, расположенные по периметру каждой плитки, препятствуют проникновению горячих газов и гасят вибрации плиток. Принятый метод крепления учитывает различие в тепловом расширении плиток и основной конструкции — обшивки ВКС. Зазоры между плитками перекрываются верхними и нижними выступающими кромками плиток. Наклонные выступы на боковых сторонах плиток препятствуют прохождению потока горячих газов в зазоры и обеспечивают компенсацию неравномерного теплового расширения по толщине плитки.

* Shideler J. L., Kelly H. N., Avery D. E., Blosser M. L., Adelman H. M. Multiwall TPS — an emerging concept.

Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, v. 19, VII—VIII, N 4, p. 358—365.

Плитка (рис. 2) состоит из нескольких слоев сверхпластически формованных листов, а также плоских прокладок из титановой фольги. Эти фасонные листы с регулярным рельефом и плоские прокладки соединяются в единую конструкцию методом жидкостной диффузионной сварки по поверхности раздела LID (Liquid Interface Diffusion). При данном технологическом процессе поверхности фасонных листов и прокладок покрываются специальным составом, образующим с титаном эвтектический расплав при нагреве до 940°C. Расплав проникает в титан и при затвердевании образует соединение со свойствами, сравнимыми со свойствами основного металла. Жидкостная диффузионная сварка обеспечивает соединение метал-



1 — прокладка из волокна номекс; 2 — две нижние кромки плитки; 3 — боковая стенка с наклонными выступами; 4 — две верхние кромки плитки; 5 — многослойный наполнитель средней части плитки; 6 — узел крепления плитки на обшивке; 7 — штырь байонетного замка

Рис. 1. Теплозащитная панель из многослойных титановых плиток

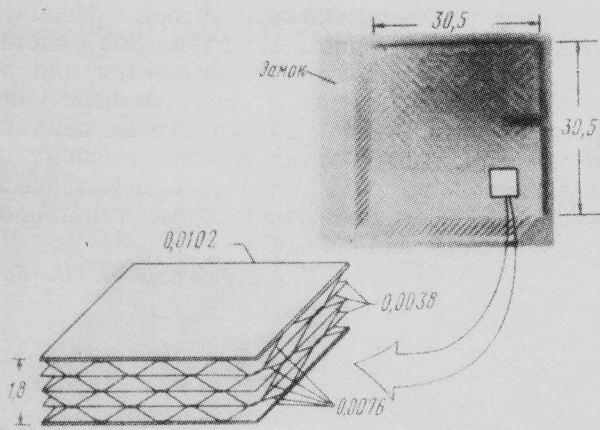


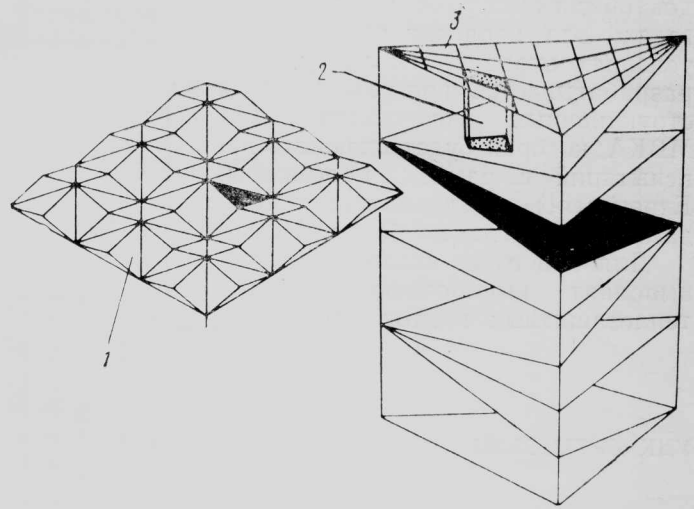
Рис. 2. Собранный многослойная теплозащитная плитка (размеры в см)

ла с металлом при меньшем контактом давлении, чем при обычной диффузионной сварке титана.

Многослойная титановая теплозащитная плитка препятствует теплопередаче любым из трех способов: теплопроводностью, излучением и конвекцией. Вследствие малой площади контакта ребер титановых листов и большой протяженности проводящей поверхности теплопроводность металла снижается. Благодаря использованию внутренних многослойных отражающих экранов из листов фольги теплопередача излучением уменьшается. Небольшие замкнутые воздушные объемы, образуемые в результате использования фасонных титановых листов, существенно снижают теплопередачу за счет конвекции.

Исследования тепловых характеристик. В эмпирические уравнения, использованные при предварительных расчетах многослойных титановых плиток, были внесены изменения для обеспечения соответствия полученным за последнее время экспериментальным данным. Для понимания процесса теплопроводности многослойных титановых теплозащитных плиток и оценки эмпирического метода были проведены детальные аналитические исследования с использованием тепловой модели SPAR (рис. 3).

Из-за сложности геометрии многослойной плитки потребовалось создание детальной тепловой модели, имеющей 333 узловые точки, расположенные на девяти титановых листах (5 горизонтальных и 4 наклонных). Модель имеет 288 треугольных и четырехсторонних металлических проводящих элементов, 264 твердых элемента, обеспечивающие проводимость воздуха между листами, и 544 излучающих элемента. Схематично модель представляет собой исходную повторяющуюся треугольную призму рельефа листа, вырезанную из многослойной титановой плитки и ограниченную тремя плоскостями симметрии. Плоскости симметрии рассматривались в качестве адиабатических стенок. Величины теплопроводности для титана и воздуха в зависимости от температуры нагрева были взяты из стандартных источников. Коэффициенты излучения были вычислены на ЭВМ с помощью специальной программы TRASYS II.



1—упрощенная модель фасонного листа; 2—типовой элемент, имитирующий теплопроводность воздушного слоя; 3—типовой элемент, имитирующий теплопроводность и излучение металлических листов

Рис. 3. Схема конечноэлементной тепловой модели SPAR

Эффективная теплопроводность $K_{эфф}$ многослойной плитки получена посредством задания общей величины теплового потока на верхней поверхности q , температуры нижней поверхности T_n , распределения температур в модели, а также эффективной величины теплопроводности из уравнения

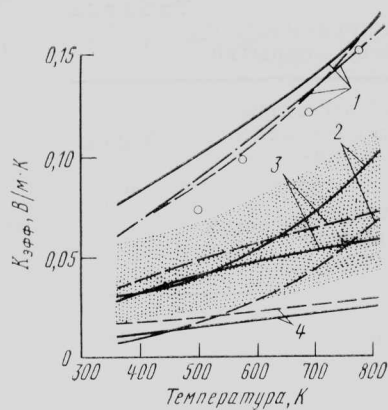
$$K_{эфф}(T) = \frac{qh}{T_v - T_n},$$

где T — усредненная температура; h — высота тепловой модели; T_v — температура верхней поверхности.

На рис. 4 представлен график эффективной теплопроводности как функции усредненной температуры T . Для сравнения дается диапазон величин теплопроводности низкотемпературных теплозащитных плиток LRSI-LI 900, используемых на ВКС МВКА «Спейс Шаттл», при давлениях порядка 0,0001—1,0 атм. Эффективная теплопроводность многослойной титановой плитки не зависит от давлений свыше 1,0 атм. Коэффициент излучения принимался равным 0,4. Результаты аналитических исследований совпадают с экспериментальными данными.

Установлено, что теплопроводность многослойной титановой теплозащитной плитки приблизительно вдвое выше средней теплопроводности теплозащитных керамических плиток, применяемых на ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Однако многослойная теплозащитная система по весовым характеристикам может конкурировать с теплозащитной системой ВКС МВКА «Спейс Шаттл», поскольку эффективная плотность многослойной системы ниже, а теплопередача по периметру плиток снижается за счет перекрываемых зазоров и уменьшенного отношения площади зазоров к поверхности многослойной титановой плитки, имеющей большие габариты. Для обеспечения сравнимых тепловых характеристик многослойные плитки должны быть толще, но не обязательно тяжелее, чем керамические плитки, применяемые на ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Исследования прочностных характеристик. Поскольку сложная геометрия многослойных титано-



заштрихованная область — керамический теплозащитный материал LI-900; ———— тепловая модель SPAR (коэффициент излучения $\varepsilon = 0,4$); - - - тепловая модель SPAR (измеренный коэффициент излучения ε); — · — значения, полученные эмпирическим методом ($\varepsilon = 0,4$); ○ — данные испытаний
1 — суммарные значения; 2 — излучение; 3 — теплопроводность газа; 4 — теплопроводность металла

Рис. 4. Зависимость коэффициента эффективной теплопроводности $K_{эфф}$ многослойной титановой плитки от усредненной температуры

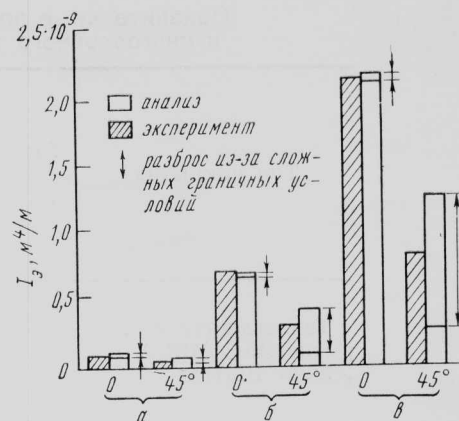
вых плиток затрудняла анализ их прочностных характеристик, были проведены специальные аналитические экспериментальные исследования. Одна из важных задач состояла в определении способности фасонных листов к растяжению.

Фасонные листы имеют в разных направлениях различную жесткость. Расчет жесткости при растяжении производился методом конечных элементов при нагрузках под углами 0° и 45° к оси симметрии рельефа. На основе полученных результатов была рассчитана изгибная жесткость одно-, двух- и трехслойных панелей. Предполагалось, что плоские листы не работают на сжатие, теряя устойчивость. Результаты расчетов при нагрузке вдоль основной оси симметрии рельефа хорошо соответствовали экспериментальным данным; при нагрузке, ориентированной под углом 45° , теоретические и экспериментальные результаты существенно отличались. Это потребовало дополнительных испытаний образцов фасонных листов для уточнения граничных условий в расчетной модели, после чего точность расчетов значительно повысилась.

Влияние направленной нагрузки на изгибную жесткость одно-, двух- и трехслойных панелей показано на рис. 5 в виде величин эффективного изгибающего момента инерции.

Для более полного понимания механики многослойных конструкций требуется проведение дальнейших исследований. Это необходимо как для улучшения методов анализа, так и для получения и подтверждения параметрических данных, что позволит рассчитывать характеристики жесткости многослойных конструкций с различными геометрическими размерами.

Циклические испытания на нагрев излучением. В космическом центре им. Джонсона с помощью установки для испытания теплозащитных материалов на воздействие излучения были проведены циклические испытания на нагрев излучением панели из двух многослойных плиток и аналогичного по площади образца низкотемпературного теплоза-



а — однослойная конструкция; б — двухслойная конструкция; в — трехслойная конструкция
Рис. 5. Изменение эффективного изгибающего момента инерции I_3 в зависимости от числа слоев панели

щитного покрытия LRSI-LI 900 (таблица). Целью испытаний была оценка тепловых характеристик многослойных плиток при циклическом нагреве и их сравнение с характеристиками теплозащитной системы, применяемой в настоящее время на ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Оба испытываемых образца теплозащитных систем были установлены на алюминиевых пластинах, имитирующих часть конструкции ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Толщина многослойных плиток была выбрана в соответствии с требованиями к теплозащите в определенной точке фюзеляжа. В соответствии с требованиями к внешней поверхности ВКС толщина теплозащитных плиток LRSI была на 60% больше требуемого значения 0,71 см. Поскольку теплопроводность титановых многослойных плиток превышает соответствующий параметр теплозащиты LI 900, толщина многослойного покрытия была больше толщины керамических плиток.

Суммарный вес 1 м^2 многослойной титановой теплозащитной системы был на 9% больше, чем теплозащитного покрытия LRSI. Плитки были подвергнуты 25 циклам воздействия температур и давлений, которые имитировали условия, возникающие в некоторой зоне фюзеляжа ВКС при его полете по номинальной траектории.

По результатам испытаний тепловые характеристики двух образцов теплозащитных систем оказались аналогичными (рис. 6), поскольку максимальные температуры нагрева конструкции для каждой системы были одинаковыми. Максимальный нагрев основной конструкции был гораздо ниже предельно допустимой температуры 177°C . Как показали результаты испытаний, по тепловым характеристикам конструкция многослойной системы имеет достаточный запас. Ее характеристики оказались такими же, как у покрытия LRSI, толщина которого на 60% превышала требуемое значение.

В течение 25 испытательных циклов не отмечалось каких-либо значительных изменений в тепловых характеристиках обеих систем. Были только зарегистрированы небольшие загибы выступающих краев многослойных плиток и отслаивание на

Сравнительные весовые характеристики керамического и многослойного титанового теплозащитных покрытий

Таблица

Тип покрытия	Толщина, см	Номинальный удельный вес плитки, кгс/м ²	Удельный вес вспомогательных компонентов, кгс/м ²			Общий вес, кгс/м ²
			прокладка из волокна номекс	крепежные детали	покрытие	
Теплозащитное покрытие ВКС МВКА «Спейс Шаттл»	1,14	1,64	0,35*	0,54***	0,81	3,34
Многослойное теплозащитное титановое покрытие	1,75	2,64	0,67**	0,83***†	0,1	3,64

* Устанавливается по всей площади подстилающей поверхности плитки и имеет толщину 0,41 см;
 ** Прокладка шириной 2,54 см и толщиной 0,48 см;
 *** Два слоя клея-герметика RTV каждый толщиной 0,02 см;
 † Включая крепежные направляющие, замки и т. д.

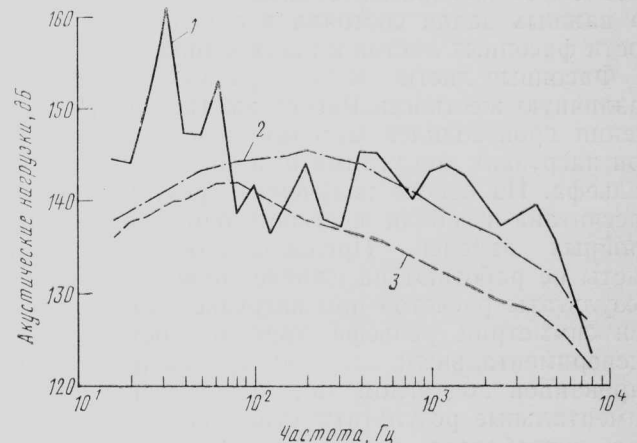
них теплостойкого покрытия. Несмотря на то что теплозащитные плитки подвергались воздействию повышенных температур свыше 17 ч, других неблагоприятных эффектов не наблюдалось.

Аэротермические испытания. В высокотемпературной аэродинамической трубе диаметром рабочей части 2,4 м НИЦ им. Лэнгли проводились испытания панели из девяти многослойных титановых плиток. Панель подвергалась воздействию нагрева излучением и комбинированному воздействию нагрева излучением и нагрева в воздушном потоке.

При проведении этих испытаний панель укреплялась на алюминиевой подложке, имитировавшей конструкцию ВКС МВКА «Спейс Шаттл», которая, в свою очередь, устанавливалась на специальном кронштейне.

Для предотвращения образования длинных зазоров между плитками предусматривалось их ступенчатое расположение. При испытании перед установкой в аэродинамическую трубу панель нагревалась за счет излучения, причем температурный профиль был аналогичен максимальной температуре нагрева панели с двумя многослойными ти-

тановыми плитками. Условия обтекания панели в аэродинамической трубе имитировали условия максимального нагрева. Кроме имитации воздействия высоких температур в аэродинамической трубе



1 — акустические нагрузки в аэродинамической трубе с общим уровнем звукового давления 163 дБ; 2 — для предельной траектории полета МВКА «Спейс Шаттл» (панель в характерной зоне фюзеляжа, общий уровень звукового давления 157 дБ); 3 — стартовый участок траектории полета МВКА «Спейс Шаттл» (общий уровень звукового давления 150 дБ)

Рис. 7. Акустические нагрузки, воздействующие на многослойную титановую панель при испытаниях в высокотемпературной аэродинамической трубе диаметром рабочей части 2,4 м

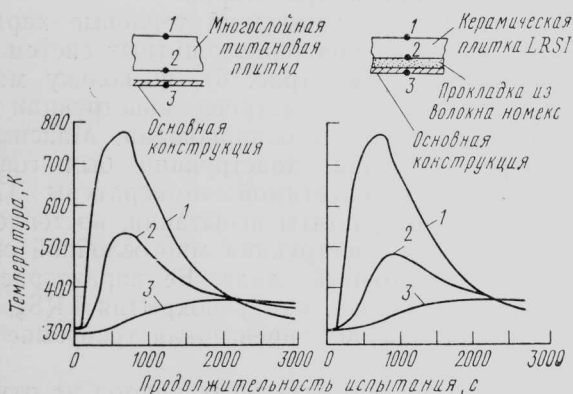
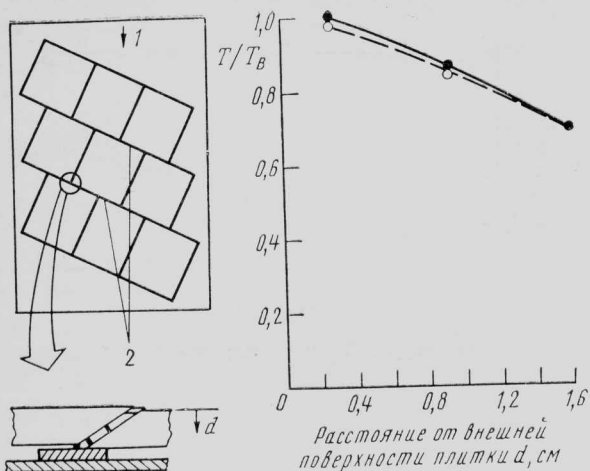


Рис. 6. Распределение температур нагрева образцов керамической и титановой теплозащитных систем при циклических испытаниях на нагрев излучением

имитировалось воздействие акустических нагрузок порядка 163 дБ, что по уровню несколько превышало расчетные условия в выбранной точке фюзеляжа ВКС, однако соответствовало им по частотным характеристикам (рис. 7).

При первых испытаниях на нагрев излучением наблюдалось существенное расслаивание между плоским верхним лицевым и лежащим под ним фасонным листами. Подобное явление не наблюдалось при испытаниях двухплиточной многослойной титановой панели, подвергавшейся воздействию аналогичных тепловых условий. Расслаивались в основном крайние плитки, что могло вызы-



1—поток; 2—усредненная температура нагрева $T_{в}$ верхней поверхности плитки
 ○ — предварительный нагрев излучением и нагрев от воздушного потока; ● — нагрев только за счет излучения
 Рис. 8. Максимальные температуры нагрева в зазорах между плитками (с учетом и без учета нагрева от воздушного потока)

ваться отличными от натуральных граничными условиями испытываемых образцов.

Расслоившиеся поверхности плиток были заново соединены точечной сваркой без снятия плиток с кронштейна, а затем панель подвергли семи циклам испытаний на нагрев излучением и восьми циклам комбинированных испытаний на нагрев излучением и нагрев в воздушном потоке. Общая продолжительность последних испытаний составила 294 с. Хотя титановая панель после испытаний осталась в сущности без изменения, при ее детальном осмотре в разобранном виде обнаружены загибы выступающих краев плиток. Подобное явление в меньшей степени наблюдалось при испытаниях двухплиточной панели. Кроме того, было обнаружено пять тонких трещин на одной из крайних плиток, примыкающих к керамической поверхности кронштейна алюминиевой подложки испытываемого образца.

Испытания выявили необходимость внесения незначительных изменений в будущие конструкции для улучшения технологичности процесса изготовления и повышения прочностных характеристик соединяемых узлов. К их числу относятся: некоторое увеличение размеров контактных точек; более точная подгонка плиток при установке для улучшения их совместимости при смещении краев смежных плиток; применение более прочного сплава Ti—6 Al—2 Sn—4 Zr—2 Mo вместо сплава Ti—6 Al—4 V; использование ступенчатой кромки для улучшения контакта соединяемых узлов перекрываемых участков (впоследствии ступенчатая кромка была заменена на вертикальную отогнутую кромку для устранения интерференции между панелями в результате тепловых деформаций).

Испытания на нагрев в воздушном потоке выявили отсутствие в зазорах между плитками местного конвективного нагрева от попадания горячих газов. На рис. 8 показано типичное распределение максимальных температур нагрева по кромке плитки. Сравнение максимальных температур нагрева излучением с температурами нагрева в воздушном потоке показывает на отсутствие какого-либо существенного влияния горячих газов.

Вибрационные и акустические испытания имитировали воздействие вибраций при выполнении 25 полетов МВКА «Спейс Шаттл». В конце испытаний на плитке была обнаружена одна трещина в зоне, расположенной вблизи от крепежного замка. Хотя возникновение трещины не является серьезной проблемой, для определения срока службы панели потребовалось проведение дополнительных испытаний.

Фирма Pop провела серию испытаний многослойной теплозащитной системы на воздействие акустических нагрузок. Одна из сторон титановой панели подвергалась воздействию флукуационного шума. Акустические нагрузки представляли шумы широкого частотного диапазона, возникающие при истечении газов реактивного или ракетного двигателя. После предварительных испытаний для выявления резонансных частот и коэффициентов затухания плитка была подвергнута воздействию флукуационного шума интенсивностью ~ 157 дБ в течение 1,5 ч.

Проведенные акустические испытания по продолжительности соответствуют условиям воздействия шума в некоторой зоне на фюзеляже ВКС МВКА «Спейс Шаттл» в течение 40 полетов. Поскольку в этих испытаниях повреждений конструкции плитки не происходило, она была подвергнута воздействию шума ~ 161 дБ. Повреждение верхней поверхности произошло через 0,6 ч, когда в центральной части плитки на площади 96 см² разрушилось сварное соединение. Исследования в целом подтвердили стойкость многослойных теплозащитных плиток к воздействию акустических нагрузок, что позволяет применять их на космических транспортных системах.

Испытания на воздействие ударов молнии. В НИЦ им. Лэнгли на специальной моделирующей установке один из сегментов многослойной титановой плитки подвергался воздействию ударов молнии различной интенсивности. Форма волны имитированного удара молнии представляла собой слабо затухающие синусоидальные колебания. При грозовых разрядах средней интенсивности (максимальная сила тока 20—40 кА) наблюдались только поверхностные повреждения. При грозовых разрядах большей интенсивности (максимальная сила тока 40 кА) в зонах между узловыми точками, соединяющими внешнюю обшивку с соседним фасонным листом, во внешней обшивке толщиной 0,012 см образовывался небольшой прогар.

Воздействие грозового разряда с максимальной силой тока 90 кА, что на 93% выше уровня интенсивности естественных грозовых разрядов, привело к образованию на верхней поверхности многослойной титановой плитки воронкообразного отверстия диаметром 1,5 см. При этом разряд пробил плитку практически по всей толщине, за исключением двух нижних слоев. Для сравнения в одной из статей, опубликованных в 1979 г., указывалось, что «теплозащитная система (в настоящее время имеющая обозначение LI 900) сможет выдерживать воздействие разряда 50 кА и получить при этом лишь поверхностное повреждение, однако при воздействии разряда ~ 100 кА две или три плитки могут обуглиться».

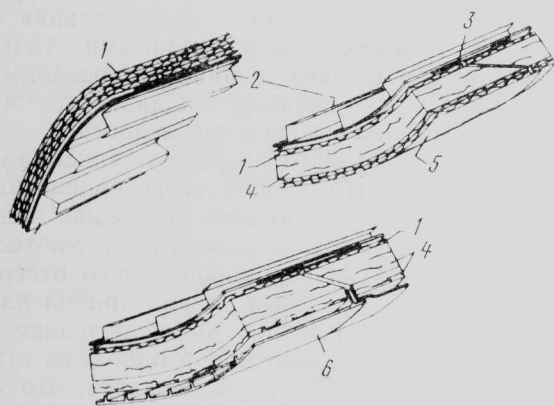
Если состояние повреждения от удара молнии не ухудшится за счет воздействия воздушного по-

тока, значительного повышения температуры конструкции аппарата под поврежденным участком многослойной плитки не произойдет, поскольку дополнительный тепловой поток в зоне частично поврежденных участков будет рассеиваться вследствие высокой удельной проводимости алюминиевой конструкции в боковом направлении. В то же время потребуется проведение специальных испытаний в аэродинамической трубе для определения работоспособности поврежденной грозвым разрядом плитки в условиях нагрева при входе ВКС в атмосферу.

Отработка процесса изготовления плиток. Стадия разработки многослойной титановой теплозащитной системы включала изготовление изогнутой плитки. Изготовленная плитка имеет внутренний радиус закругления 30,5 см.

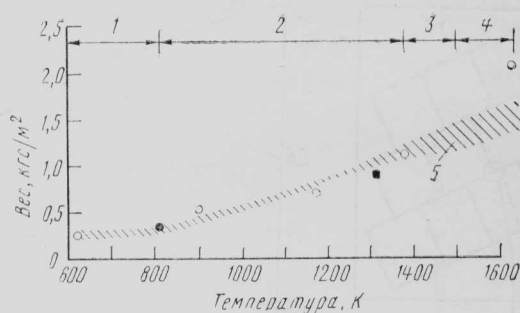
Фасонные листы формовались в плоском положении и укладывались в специальное изогнутое сварочное приспособление вместе с наружными листами. Лицевые листы предварительно подвергались сверхпластичному формованию в изогнутой матрице. Для получения плитки меньшей кривизны можно будет соединять слои плитки в плоском состоянии, а затем формовать ее в изогнутую конструкцию. Плитка изготовлена из сплава Ti—6Al—4V с учетом предложенных модификаций по результатам испытаний теплозащитной панели в аэродинамической трубе, т. е. имеет ступенчатый край и увеличенные размеры контактных точек в соединяемых слоях. Хотя для большинства прочностных и тепловых испытаний предполагается использовать плоские плитки, в конечном итоге потребуется проведение испытаний изогнутых плиток в аэродинамической трубе для оценки возможного повышения температуры в зазорах между плитками, где наблюдается воздействие высокого поверхностного давления.

Перспективные концепции многослойных теплозащитных систем. Результаты анализа и испытаний концепции полностью титановой теплозащитной системы ВКС, работающей при температурах нагрева до 538°C, используются при проектировании и изготовлении перспективных многослойных плиток с более высокими температурами нагрева поверхности.



1—титановое покрытие ($T = 590 - 810$ К); 2—основная конструкция аппарата; 3—устройства для механического крепления плитки к обшивке аппарата; 4—теплоизоляция; 5—никелевое покрытие или покрытие из дисперсноупрочненного сплава ($T = 810 - 1480$ К); 6—тугоплавкие сплавы с покрытием или композиционный материал типа углерод, армированный углеродным волокном ($T = 1480 - 1870$ К)

Рис. 9. Концепции многослойных теплозащитных систем



○ — проектируемый материал; ■ — разрабатываемый материал; ● — испытываемый материал
1—титан; 2—сперсплав; 3—окисные дисперсноупрочненные сплавы; 4—колумбий, тантал; 5—теплозащитный керамический материал RSI (данные 1975 г.)

Рис. 10. Вес многослойных теплозащитных материалов, планируемых для использования на ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

ток с более высокими температурами нагрева поверхности. На рис. 9 представлены концепции титановой и двух других перспективных систем теплозащиты. Для последующих испытаний изготавливается многослойная плитка с наружными листами из никелевого сплава и центральным теплоизоляционным слоем из волокнистого кварца. В этих концепциях сплав инконель 617 используется в качестве внешнего слоя, который изготавливается в виде многослойной конструкции или в виде слоистой конструкции с сотовым наполнителем.

Рассматривается также возможность использования для этой концепции дисперсноупрочненных материалов ODS (Oxide Dispersion Strengthened), которые могут расширить диапазон рабочих температур.

Изучается возможность использования тугоплавких сплавов с покрытием и перспективного материала типа углерод, армированный углеродным волокном, что также расширит диапазон рабочих температур. Для облегчения процессов изготовления и установки плиток внешняя обшивка защищаемого аппарата будет иметь вафельную или упрочненную ребрами жесткости конструкцию.

Результаты предварительных весовых расчетов этих перспективных концепций приведены на рис. 10 и сравниваются с весовыми данными теплозащитного покрытия RSI, полученными в 1975 г. Значения границ температурных диапазонов даны приблизительно. По удельному весу перспективные системы конкурируют с теплозащитной системой, применяемой в настоящее время на ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Планы дальнейших разработок. На ВКС МВКА «Спейс Шаттл» планируется проведение испытаний многослойного теплозащитного покрытия. На боковой поверхности фюзеляжа ВКС на площади 2,3 м² предполагается установить многослойные теплозащитные плитки, испытать их в реальных условиях полета и выявить проблемы, связанные с заменой плиточной керамической системы теплозащиты RSI металлической теплозащитой.

В соответствии с этой программой для испытаний в аэродинамической трубе диаметром рабочей части 2,4 м в НИЦ им. Лэнгли изготовлена панель из 12 многослойных титановых плиток. При их из-

готовлении предусматривалось внести некоторые изменения по результатам испытаний, полученным на ранних этапах разработки. Еще одно исследование для НИЦ им. Лэнгли проводит фирма Рокуэлл. Это исследование предусматривает, в

частности, оценку многослойной титановой теплозащитной системы для использования на ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Референт П. И. Качур.

УДК 629.782(73) «Спейс Шаттл»

СЕДЬМОЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 18 по 24 июня 1983 г. проходил седьмой полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом (ВКС) «Колумбия» (предыдущие полеты описаны в «ТИ» № 15, 1981 г.; № 10, 1982 г.; № 13—14, 1982 г.; № 21—22, 1982 г.; № 7—8, 1983 г.; № 15, 1983 г.). Данный полет явился третьим эксплуатационным полетом МВКА и вторым полетом ВКС OV-099 «Челленджер».

Экипаж МВКА впервые состоял из пяти космонавтов: Р. Криппен (командир), Ф. Хаук (пилот), С. Райт, Дж. Фабриан и Н. Тагард (специалисты по операциям на орбите). Доктор наук в области астрофизики С. Райт стала первой женщиной-космонавтом США.

Основные задачи полета включали: выведение на орбиту канадского спутника связи «Аник-С» массой 1134 кгс и индонезийского спутника связи «Палапа В-1» массой 635 кгс; проведение экспериментов с использованием оборудования на западногерманском спутнике-платформе SPAS-01, комплекта научной аппаратуры OSTA-2 и установки для электрофореза; выведение из грузового отсека с помощью дистанционно управляемого манипулятора спутника-платформы SPAS-01, совместный полет ВКС и спутника с последующей его установкой обратно в грузовой отсек [1].

По сравнению с предыдущими полетами МВКА «Спейс Шаттл» подготовка к седьмому полету была значительно сокращена (см. таблицу).

При подготовке ВКС «Челленджер» к полету было модифицировано теплозащитное покрытие на хвостовых гондолах орбитальной системы маневрирования OMS. В шестом полете несколько панелей нового теплозащитного покрытия AFRSI, установленного в этой зоне, были разрушены или потеряны. В связи с этим 44 гибкие панели покрытия AFRSI по 22 на каждой гондоле системы OMS были в течение нескольких дней заменены 180 низкотемпературными плитками LRSI.

По мнению специалистов, панели покрытия AFRSI были разрушены воздушным потоком, когда при спуске ВКС в атмосфере число М стало меньше 5. Теплового разрушения обшивки в этой зоне не произошло, поскольку к этому времени ВКС уже прошел участок максимального нагрева.

После шестого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл» модифицированные панели покрытия AFRSI прошли испытания в аэродинамической трубе научно-исследовательского центра (НИЦ) им. Эймса и будут испытаны в аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда.

При подготовке к седьмому полету 14 000 высокотемпературных теплозащитных плиток HRSI на

Таблица

Продолжительность подготовки МВКА „Спейс Шаттл“ к первым семи орбитальным полетам

Порядковый номер полета МВКА	Продолжительность подготовки и орбитального полета МВКА, сутки						Численность экипажа, чел.
	в корпусе подготовки ВКС	в корпусе вертикальной сборки	на стартовой площадке	суммарная продолжительность подготовки	количество рабочих дней	орбитальный полет	
1	610	35	105	750	668	12—14/IV 1981 г.	2
2	103	21	74	198	187	12—14/XI 1981 г.	2
3	70	14	34	118	97	22—30/III 1982 г.	2
4	42	7	33	82	77	27/VI—4/VII 1982 г.	2
5	57	11	52	120	102	11—16/XI 1982 г.	4
6	141	7	126	274	244	4—9/IV 1983 г.	4
7	34	5	25	64	61	18—24/VI 1983 г.	5

подфюзеляжной части ВКС были обработаны специальным водонепроницаемым составом фирмы Доу Конинг. Это было сделано в связи с тем, что при подготовке к первым испытательным орбитальным полетам МВКА «Спейс Шаттл» теплозащитное покрытие ВКС «Колумбия» впитало несколько десятков килограммов воды при выпадении дождевых осадков в районе стартовой площадки.

Специалистами было предложено перед доставкой МВКА на стартовую площадку нанести на наружную поверхность теплозащитных плиток водонепроницаемое покрытие с использованием аэрозольных баллонов*, однако эта мера оказалась неэффективной. Воздействие растворителя, содержащегося в химическом составе покрытия, привело к отклейке и потере 55 теплозащитных плиток в третьем полете МВКА. В четвертом полете ВКС «Колумбия» был выведен на орбиту с увеличенным примерно на 500 кг весом из-за дождевой влаги, впитанной во время нахождения на стартовой площадке. Это потребовало специальной длительной просушки теплозащитного покрытия на орбите посредством ориентации ВКС на Солнце.

Новый водонепроницаемый состав фирмы Доу Конинг вводится непосредственно в плитку с помощью специального пистолета с иглой. При подготовке к седьмому полету в каждую из 14 000 плиток HRSI было введено по 2 см³ состава. Данная операция осуществлялась в течение четырех рабочих смен с использованием двух пистолетов до момента доставки собранного МВКА на стартовую

площадку. Она будет повторяться перед каждым последующим запуском аппарата.

В настоящее время специалисты анализируют требования к процедуре предстартовой проверки ВКС «Челленджер» и «Колумбия». Это было вызвано тем, что на обоих лонжеронах крыла ВКС «Колумбия» после пятого орбитального полета была обнаружена коррозия. Считается, что причиной коррозии является насыщенная парами морской воды атмосфера. На стартовой площадке МВКА ориентирован правой консолью крыла в сторону океана, и эта консоль подвергалась коррозии в большей степени. После пятого орбитального полета носки крыла ВКС «Колумбия» были сняты для пескоструйной обработки лонжеронов и удаления коррозии [2, 3].

Предстартовая подготовка МВКА «Спейс Шаттл» к седьмому полету проходила практически без отклонений от штатной процедуры. Старт был проведен в расчетное время. Отделившиеся стартовые ускорители были спасены. Через 8 мин 19,7 с были выключены основные ЖРД SSME. После двух включений ЖРД OMS ВКС был выведен на орбиту, близкую к расчетной (круговая орбита с высотой 291,2 км и наклоном 28,5°).

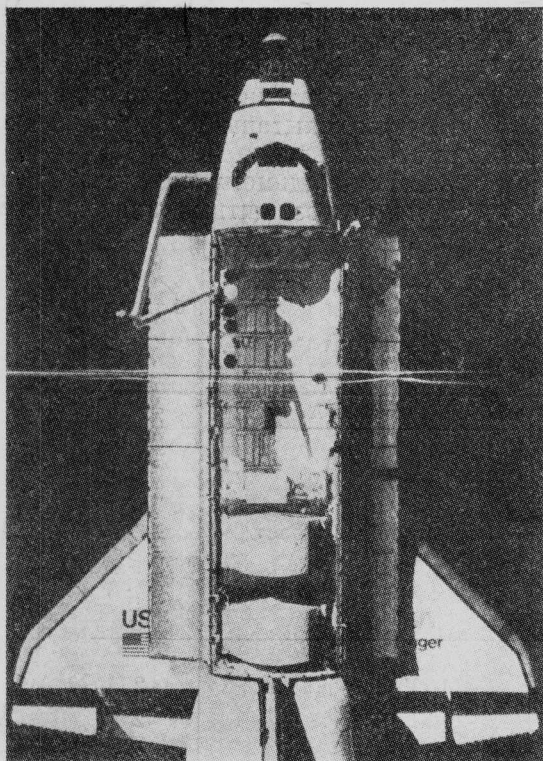
В течение орбитального полета на геостационарные орбиты с помощью межорбитальных буксиров РАМ-D были выведены спутники «Аник-С» и «Палапа В-1». Операции по извлечению спутника SPAS-01 из грузового отсека ВКС с помощью дистанционно управляемого манипулятора проводились 22 июня. После выведения спутника на орбиту экипаж обеспечил увод ВКС на расстояние около 300 м от спутника. В течение примерно двух витков ВКС совершал полет с находящимся рядом спутником, а затем сблизился с ним, используя данные бортовой РЛС. Спутник был захвачен манипулятором и введен в грузовой отсек. Затем весь цикл операций был повторен, а продолжительность автономного полета спутника увеличилась до 2,5 ч. Изучалось, в частности, влияние на спутник струй ЖРД реактивной системы управления ВКС. Во время автономного полета со спутника на Землю передавалось ТВ изображение ВКС (рисунок) и велась его кино- и фотосъемка [4, 5].

Программой полета впервые предусматривалась посадка ВКС на бетонированную ВПП в космическом центре им. Кеннеди (шт. Флорида). Однако метеоусловия 24 июня в запланированном районе посадки были неблагоприятными. Первоначально предполагалось продлить полет на 1—2 суток в надежде на улучшение метеоусловий, однако ввиду обнаружения неисправностей в одной из трех вспомогательных силовых установок (ВСУ) продолжение полета сочли нецелесообразным. В качестве запасного места посадки была выбрана авиабаза Эдвардс (шт. Калифорния).

Для достижения авиабазы Эдвардс ВКС «Челленджер» предстояло ликвидировать боковое отклонение 1365 км, отличающееся от предельно допустимого всего на 22 км. Ранее максимальное начальное боковое отклонение плоскости орбиты от точки посадки было 935 км (в четвертом полете).

Необходимость в точном управлении ВКС для вывода его в зону посадки с таким значительным боковым удалением заставило исключить четыре

* См. «ТИ» № 10, 1982 г., стр. 4—5.



Изображение ВКС «Челленджер» с раскрытыми створками грузового отсека, полученное во время седьмого орбитального полета с помощью спутника SPAS-01

запланированных испытательных маневра на участке торможения от $M=24$ до $M=13,5$.

Сразу же после принятия решения о посадке ВКС «Челленджер» на авиабазе Эдвардс в бортовые ЭВМ аппарата были введены новые навигационные данные, обеспечивающие посадку на грунтовую ВПП № 15. В качестве резервной была выбрана ВПП Нортрап Стрип ракетного полигона Уайт-Сэндз (шт. Нью-Мексико). Кроме того, в бортовую ЭВМ были введены данные, обеспечивающие при необходимости посадку ВКС на ВПП № 23 авиабазы Эдвардс.

На 98-м витке, когда ВКС находился над Индийским океаном, был отработан тормозной импульс длительностью 168 с, после чего скорость аппарата уменьшилась на 94,6 м/с, и он начал сходиться с орбиты. Перед началом отработки тормозного импульса вес ВКС составлял 96,2 тс и на 7,5 тс превысил вес ВКС в предыдущем полете*.

При перегрузке 0,176 в момент достижения верхних слоев атмосферы была выдана команда на выполнение левого разворота ВКС с креном до 80° . Как только курс аппарата достиг $12,5^\circ$ к северу от авиабазы Эдвардс, была осуществлена перекладка по крену. Ввиду исключения из программы спуска четырех испытательных маневров на участке полета с гиперзвуковой скоростью не были получены данные об эффективности применения элевонов при малом скоростном напоре, путевой устойчивости ВКС при больших числах M и возможности использования двух ЖРД канала управления по рысканию вместо ранее применявшихся четырех ЖРД для получения данных при маневрировании аппарата.

ВКС «Челленджер» вышел из зоны прекращения радиосвязи и был захвачен РЛС сопровождения на высоте 54,3 км при скорости полета, соответствующей числу $M=13$. После уточнения параметров траектории спуска наземными РЛС сопровождения центр управления полетом дал разрешение командиру корабля Криппену на выполнение оставшихся испытательных маневров в автоматическом режиме. Сразу же после уменьшения числа M до 9,3, когда до места посадки осталось 531 км, ВКС был захвачен станциями радиолокационной системы «Такан». Эта операция является штатной в программе спуска, однако при завершении седьмого полета данные системы «Такан» использовались для ВКС весьма ограниченно, поскольку ВПП № 15 не оборудована микроволновой системой посадки.

При скорости полета, соответствующей числу $M=6,8$, была выполнена первая перекладка по крену вправо, что обеспечивало выведение ВКС на авиабазу Эдвардс. На высоте 39,3 км при числе $M=6,8$ было зарегистрировано падение давления в баллоне с азотом вытеснительной системы подачи воды для охлаждения ВСУ № 3, нормально функционировавшей до этого момента на участке спуска в атмосфере.

Выполнение первого испытательного маневра в автоматическом режиме было начато при числе $M=5,5$. Руль направления был отклонен влево од-

новременно с отклонением правого элевона и включением двух правых ЖРД канала управления по рысканию. При числе $M=5$ были выдвинуты два ПВД, причем один из них (левый) выдвинулся не полностью, и его сигналы не могли использоваться ЭВМ системы управления ВКС.

При скорости, соответствующей числу $M=4,2$, была осуществлена перекладка по крену влево. После анализа воздушных данных при числе $M=3,3$ был выполнен еще один испытательный маневр. Руль направления был отклонен вправо одновременно с отклонением правого элевона и включением четырех левых ЖРД канала управления по рысканию. Цель маневра заключалась в оценке путевой устойчивости ВКС и эффективности совместного использования руля направления и элевонов в данном диапазоне скоростей полета.

Когда Криппен не получил с Земли разрешение ввести в систему управления воздушные данные при числе $M\approx 3$, он в соответствии с инструкциями перешел на ручное управление для предотвращения переходного движения по тангажу при переключении на воздушные данные.

Из центра управления полетом посоветовали повторить команду на выдвижение левого ПВД, после чего он был полностью выдвинут и обеспечил подачу сигналов в бортовые ЭВМ. Сразу же после этого Криппен вновь перевел ВКС на режим автоматического управления полетом ВКС.

При числе $M=2,6$ была выполнена последняя перекладка по крену вправо, а при числе $M=2,3$ — еще один испытательный маневр с использованием руля направления, элевонов и четырех ЖРД канала управления по рысканию.

Как только ВКС подошел к цилиндру выверки курса (ЦВК), рассчитанному бортовой ЭВМ, был выполнен испытательный маневр, включивший трехкратное резкое отклонение руля направления и отклонение правого элевона. Отклонения руля направления производились каждый раз на больший угол с целью оценки влияния колебаний кия с частотой 0,25 Гц при числах $M=1-2$.

Завершающий испытательный маневр был проведен при числе $M=0,92$, когда ВКС осуществлял разворот для посадки на ВПП № 15. Посредством отклонения элевонов предусматривалось оценить возможность использования аэродинамических поверхностей управления для гашения колебаний в случае их возникновения.

Воздушная скорость ВКС «Челленджер» при полете в зоне ЦВК была близка к расчетному значению. Для выведения аппарата на посадочную глиссаду ВПП № 15 Криппен в ручном режиме выполнил левый разворот на 250° . На высоте 1,98 км воздушная скорость ВКС составила 519,8 км/ч и была на 7,4 км/ч ниже расчетной. После предварительного выравнивания на высоте 534 м воздушная скорость стала равной расчетному значению 527,2 км/ч [6].

Приземление было нормальным, однако при пробеге полностью разрушились два роторных диска основного колеса (это обнаружили уже при буксировке ВКС к месту расположения оборудования для стыковки аппарата с самолетом-носителем Боинг 747). Длина пробега составила 3050 м.

Послеполетный анализ также показал, что повреждения теплозащитного покрытия минимальны.

* Ранее сообщалось, что вес ВКС в момент отработки тормозного импульса при завершении шестого полета составил 89,55 тс. *Прим. реф.*

При подготовке к восьмому полету МВКА «Спейс Шаттл» потребуется заменить около 75 теплозащитных плиток. Около 20 панелей гибкого теплозащитного покрытия на гондолах орбитальной системы маневрирования были повреждены и пять из них требуют замены [7].

Одна из лобовых панелей остекления кабины ВКС потребовала замены из-за повреждения в результате удара микрометеорита или небольшой частицы, попавшей в космос в результате деятельности человека. Кратер, образовавшийся на стекле, имел глубину 0,45 мм и ширину 2,26 мм. Ширина поврежденной зоны вместе с трещинами равна 5,1 мм. Каждая панель остекления имеет трехслойную конструкцию. При ударе был поврежден только внешний слой кварцевого стекла толщиной 15,9 мм, рассчитанный на тепловые нагрузки. Замена панели остекления на ВКС после заверше-

ния орбитального полета производится во второй раз (первый раз — после пятого полета) [8].

1. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 25/VII, N 4, p. 22.
2. Flight International, 1983, v. 124, 9/VII, N 3870, p. 75.
3. Covault C. Defense managers cancel Shuttle mission 10. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 13/VI, N 24, p. 16—18.
4. NASA Activities, 1983, v. 14, N 6, p. 3—6.
5. Сообщения агентств АП, ЮПИ, Рейтер, 1983 г., 18—24/VI.
6. Covault C. Shuttle landing shift shows flexibility. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 4/VII, N 1, p. 19—21.
7. Aerospace Daily, 1983, v. 121, 28/VI, N 41, p. 323.
8. Covault C. Strike craters shuttle windshield, forces replacement. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 11/VII, N 2, p. 18.

Референт *Н. Н. Новичков*.

«ТИ», ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 21, 1—32.

Редакционная коллегия: **Г. В. Александров**, **Г. Е. Даньшина** (секретарь), **Р. Д. Иродов**, **А. Г. Мушин**,
Е. И. Ружицкий (председатель), **В. М. Фролов**, **Ю. Я. Шилов** (ответственный редактор).

Технический редактор **О. В. Колоколова**

Корректор **Л. Д. Морозова**

Сдано в набор 03.10.83.
Высокая печать.

Подписано в печать 09.12.83.
Бум. л. 2.0.

Усл. печ. л. 4.0.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Уч.-изд. л. 4,96.

Типографская № 1.

Тираж 2797 экз.

Гарнитура литературная
Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1858.

