

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Проблемы выбора, разработки, производства и летных испытаний системы теплозащиты воздушно-космического самолета МВКА „Спейс Шаттл“ . . . . .	1
Начальный этап разработки высокотемпературного и низкотемпературного теплозащитных покрытий для ВКС МВКА „Спейс Шаттл“ . . . . .	1
Выбор концепции системы теплозащиты ВКС . . . . .	4
Начальный этап разработки керамического теплозащитного покрытия многократного применения для ВКС . . . . .	5
Характеристики системы теплозащиты многократного применения для ВКС . . . . .	10
Разработка и испытания теплозащитного покрытия для носков крыла и фюзеляжа ВКС МВКА „Спейс Шаттл“ . . . . .	17
Испытания образцов системы теплозащиты на самолетах . . . . .	30
Новое волокнистое тугоплавкое композиционное теплозащитное покрытие для воздушно-космического самолета МВКА „Спейс Шаттл“ . . . . .	40
Совершенствование системы теплозащиты МВКА „Спейс Шаттл“ . . . . .	44
Пятый полет многоразового воздушно-космического аппарата „Спейс Шаттл“ . . . . .	45
Расчет оптимальных геометрических параметров крыла одноступенчатого многоразового воздушно-космического аппарата . . . . .	48



УДК 629.782.023.222(73) МВКА «Спейс Шаттл»

## ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА, РАЗРАБОТКИ, ПРОИЗВОДСТВА И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“

Выбор, разработка, производство и испытания системы теплозащиты воздушно-космического самолета (ВКС) оказались одними из наиболее сложных проблем в программе создания американского многофазового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл». Некоторые особенности разработки и установки теплозащитного покрытия на ВКС «Колумбия» описаны в «ТИ» № 24, 1980. До настоящего времени проблемы, связанные с теплозащитой ВКС и появившиеся в первых испытательных полетах МВКА «Спейс Шаттл»,

полностью не устранены, в связи с чем американские специалисты уделяют им большое внимание.

В настоящем обзоре, включающем ряд статей по различным аспектам выбора, разработки, производства, летных испытаний и дальнейших перспектив развития системы теплозащиты воздушно-космического самолета МВКА «Спейс Шаттл», рассматриваются наиболее важные проблемы в области теплозащитных покрытий, решение которых обеспечило реализацию программы космической транспортной системы многократного применения.

### НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП РАЗРАБОТКИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО И НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОГО ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ВКС МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“\*

В конце 1970-х годов фирмой Локхид было разработано и изготовлено теплозащитное покрытие многократного применения, обеспечившее успешное проведение первых испытательных полетов ВКС «Колумбия» в 1981—1982 гг. На ВКС «Колумбия» головной фирмой Рокуэлл было установлено 30 757 упрочненных теплозащитных плиток из керамического волокна. Плитки изготавливались двух типов (LI-900 с плотностью 144 кг/м<sup>3</sup> и LI-2200 с плотностью 352 кг/м<sup>3</sup>) и покрывались двумя видами боросиликатного стекловидного покрытия с высокой излучательной способностью.

На нижней поверхности ВКС устанавливались черные плитки высокотемпературного теплозащитного покрытия HRSI (High Temperature Reusable Surface Insulation), а на верхних поверхностях аппарата — белые плитки низкотемпературного теплозащитного покрытия многократного применения LRSI (Low Temperature Reusable Surface Insulation).

Работы по созданию теплозащитных покрытий HRSI и LRSI велись в течение длительного периода времени многими организациями, включая фирму Рокуэлл, научно-исследовательские центры NASA и фирму Локхид.

В конце 1950-х — начале 1960 годов фирма Локхид провела НИОКР по специальным огнеупорным композиционным покрытиям, основанным на применении тугоплавких неорганических волокон. Эти покрытия включали неорганические связующие для стекловидных и огнеупорных волокнистых материалов, использующих непрерывные намоточные или извитые штапельные волокна. К этому времени для волокнистых материалов были продемонстрированы методы центростремительного суспензионного литья, а также обычные технологические процессы изготовления отливок этих материалов из суспензий.

Еще раньше были определены уникальные теплозащитные свойства и термостойкость непрерывных намоточных и волокнистых тугоплавких неорганических материалов из двуокиси кремния. Неорганические композиционные материалы, разработанные в США для систем теплозащиты головных частей баллистических ракет и аппаратов с несущим корпусом, включали как теплоизоляционные композиты, так и охлаждаемую теплоизоляцию из композиционных материалов. Первоначальные работы были направлены на разработку неорганических тугоплавких волокнистых материалов с контролируемой пористостью и микроструктурой, которые пропитывались необугливающимися органическими хладагентами для обеспечения испарительного охлаждения при экстремальных скорос-

\* Schramm W. HRSI and LRSI — the early years. Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1194—1195.

тях теплового потока в процессе входа аппаратов в атмосферу.

Были созданы многослойные композиты на основе беспримесных непрерывных намоточных волокон двуокиси кремния и материалы на основе извитых штапельных волокон и охладителя с плотностями в пределах 641—961 кг/м<sup>3</sup>. В начале 1962 г. из композиционных материалов на основе волокна двуокиси кремния был изготовлен конический обтекатель космического корабля «Аполлон». Внешняя оболочка носка спускаемого аппарата корабля диаметром 0,81 м была выполнена в виде пористого каркаса из длинного кварцевого волокна с нитевидным связующим из двуокиси кремния, пропитанного метилметакрилатом, используемым в качестве необугливающегося испаряемого охладителя. Внутреннее теплоизоляционное покрытие изготавливалось из легкого композита, представляющего штапельное кварцевое волокно со связующим из двуокиси кремния.

Благодаря своим уникальным свойствам и пригодности к многократному использованию волокно двуокиси кремния сыграло важную роль в разработке и применении концепций керамических композиционных материалов. В 1965 г. специальный состав штапельного волокна со связующим из двуокиси кремния был выбран для дальнейшей разработки, поскольку его характеристики соответствовали условиям входа в атмосферу аппаратов с несущим корпусом. Этот материал имел плотность 240 кг/м<sup>3</sup> и получил обозначение LI-1500.

Внешняя поверхность теплозащитного материала на основе кварцевого волокна двуокиси кремния с пористостью 89% пропитывалась на определенную глубину органическим импрегнантом для защиты от нагрева, превышающего температуру плавления кварца. Охлаждение при высоких удельных тепловых потоках происходило вследствие эндотермического разложения и испарения выбранного органического компонента, после чего оставшаяся теплоизоляция из волокна двуокиси кремния с плотностью 240 кг/м<sup>3</sup> продолжала обеспечивать защиту уже при менее интенсивном тепловом нагреве.

Постепенное увеличение габаритов аппарата с несущим корпусом для исследования условий входа в атмосферу, разрабатываемого фирмой Локхид на основе концепции космической транспортной системы «Стар Клиппер», привело к уменьшению максимальных удельных тепловых потоков и окончательно устранению необходимости использования органического импрегнанта. Материал LI-1500 начал рассматриваться в качестве внешнего покрытия, использующегося для радиационно-конвективной теплозащиты.

С этого момента и до 1968 г. фирма Локхид проводила исследования конструкции космической транспортной системы многократного применения, в том числе состава и методов обработки материала LI-1500. При использовании композиционного волокна двуокиси кремния в качестве беспримесного изоляционного покрытия без обугливающегося органического компонента была установлена его недостаточная излучательная способность в диапазоне длин волн 0,2—3,0 мк. Необходимая высокая излучательная способность, полученная для двуокиси кремния при комнатной температуре, существенно уменьшалась при  $T > 1093^{\circ}\text{C}$  (длина волны  $\approx 0,3$  мк), что приводило к увеличению температу-

ры охлаждаемой поверхности и уменьшению вторичного излучения при заданных удельных тепловых потоках.

Концепция оптимального отвода тепла для двуокиси кремния основывалась на высокой излучательной способности в требуемых диапазонах длин волн и вторичном излучении большей части тепла в окружающее пространство. Для обеспечения возможности повторного использования теплозащитного материала в космических или атмосферных условиях необходимо было разработать для его поверхности специальное защитное покрытие. Требования к данному покрытию включали согласование коэффициента его теплового расширения с основным композиционным материалом из двуокиси кремния, обеспечение влагонепроницаемости, стойкости к истиранию и механическому разрушению, высокого коэффициента излучения при любых температурах в критическом диапазоне длин волн менее 3 мк и способности выдерживать циклическое воздействие температур до 1370°C.

Для разработанного защитного керамического покрытия использовался состав боросиликата с добавкой окиси хрома  $\text{Cr}_2\text{O}_3$ . Первоначально предполагалось, что это покрытие будет нормально функционировать в диапазоне температур 1260—1370°C. Впоследствии было установлено, что введение окиси хрома способствовало уменьшению излучательной способности и увеличению температуры покрытия, а также не всегда обеспечивало требуемое отражение и рассеяние излучения. Данный недостаток был устранен введением специальной добавки SiC, улучшающей излучательную способность покрытия, небольшим изменением состава боросиликата, а также существенным улучшением технологической обработки основного материала LI-1500.

В результате проведенных доработок было создано новое покрытие LI-0042, состоящее из двух слоев: граничного слоя на поверхности композиционного материала и внешнего влагонепроницаемого слоя с добавкой SiC для улучшения излучательной способности.

В течение 1968 г. NASA провело испытания теплозащитного материала LI-1500 из беспримесных волокон двуокиси кремния и нескольких типов абляционных покрытий на борту аппарата «Пейсмейкер», предназначенного для испытаний условий входа в атмосферу. Этот аппарат был оснащен измерительным оборудованием и спасался после окончания стартового участка траектории, на которой имитировалось воздействие максимальных удельных тепловых потоков и температур, предполагаемых для разрабатываемых концепций летательных аппаратов с несущим корпусом.

Максимальные температуры на поверхности испытываемой панели материала LI-1500 достигали 1260°C. Результаты послеполетной проверки показали на отсутствие растрескивания, оплавления и усадки материала LI-1500 и подтвердили возможность ослабления тепловой энергии теплозащитными плитками многократного применения из композиционных керамических материалов с внешним покрытием, имеющим высокую излучательную способность.

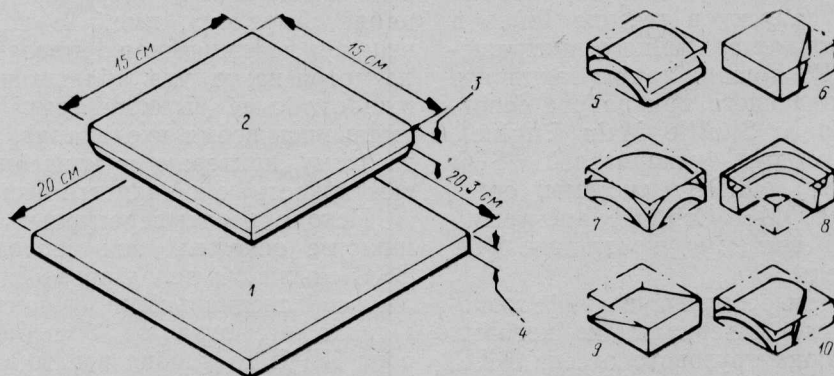
В течение 1969—1973 гг., когда промышленные фирмы и NASA проводили работы по программе создания ВКС МВКА «Спейс Шаттл», был иссле-

дован целый ряд систем теплозащиты многократного применения. Рассматривались металлические, абляционные, активно охлаждаемые системы и теплозащитные покрытия на основе волокнистых композиционных материалов. К испытаниям исследуемых систем теплозащиты предъявлялись жесткие требования, в частности имитировались тепловые нагрузки и акустические нагрузки до ~165 дБ, воздействующие в течение времени, эквивалентного 100 полетам.

Хотя материал LI-1500 удовлетворял требованиям, предъявляемым к системам теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл» по весу и теплозащитным свойствам, а также имел очень хорошие опти-

обработанных волокон двуокиси кремния. Аморфное волокно двуокиси кремния подобно сверхохлажденной жидкости и имеет очень небольшой коэффициент теплового расширения. В то же время кристаллическая двуокись кремния, например кварц или кристобалит, имеет коэффициент теплового расширения в тридцать раз выше. Превращение аморфной структуры в кристаллические формы связано со значительными изменениями физических свойств, фактически полностью недопускающими усадку и коробление спеченной волокнистой структуры.

Большой объем работ был проведен для повышения чистоты волокон двуокиси кремния до 99,9%



1—низкотемпературная теплозащитная плитка; 2—высокотемпературная теплозащитная плитка; 3—толщина высокотемпературных теплозащитных плиток 2,5—13,0 см; 4—толщина низкотемпературных теплозащитных плиток 0,5—3,6 см; 5—плитка одинарной кривизны; 6—усеченная плитка; 7—плитка двойной кривизны; 8—угловая плитка для обрамления люков; 9—плитка переменной толщины; 10—усеченная плитка с кривизной

Типовые размеры и формы низкотемпературных и высокотемпературных теплозащитных плиток многократного применения LI-900

ческие характеристики, фирма Локхид продолжала проводить работы по улучшению акустических характеристик и повышению стойкости данного материала к тепловым ударам при одновременном уменьшении его плотности. Основное внимание уделялось разработке волокна — велось его химическое исследование, определялись диаметр, длина и молекулярный состав. Эти исследования привели к созданию волокон двуокиси кремния с высокой степенью чистоты, использование которых в композиционном материале LI-1500 привело к улучшению его термостойкости и обеспечило возможность применения при более высоких температурах. Благодаря новым типам волокон и усовершенствованным методам обработки, изменившим их ориентацию и размещение связующего компонента в структуре композиционного материала, фирмой Локхид был создан новый облегченный теплозащитный материал LI-900.

Для производства теплозащитных покрытий многократного применения RSI на основе волокна двуокиси кремния фирма Локхид в 1970 г. ввела в действие, а в 1971 г. расширила головной завод, где изготавливались теплозащитные плитки LI-900 и LI-1500, использовавшиеся NASA в интенсивных испытаниях по программе «Спейс Шаттл».

На этом этапе основные усилия специалистов сконцентрировались на совершенствовании процессов контроля степени чистоты и консистенции не-

и снижения щелочных примесей. Технологический процесс превращения необработанного материала в теплозащитные плитки при производстве головной партии состоял из 140 производственных операций.

В 1973 г. NASA выбрало материал LI-900 в качестве основного теплозащитного покрытия многократного применения RSI для ВКС МВКА «Спейс Шаттл» (см. рисунок). Этот выбор был сделан на основе результатов интенсивных оценочных испытаний теплозащитных материалов головной партии.

В 1973 г. на головном заводе фирмы Локхид в Санивейле (шт. Калифорния) началось увеличение производственных мощностей для обеспечения выпуска теплозащитных плиток различной конфигурации. Завод площадью 3995 м<sup>2</sup> был оснащен автоматизированным оборудованием для смешивания волокон двуокиси кремния с деионизированной водой и разлива суспензии, сушильными камерами с прецизионным управлением, станками с числовым программным управлением и проверочным оборудованием, управляемым ЭВМ.

Решение задачи по разработке и производству низкотемпературных и высокотемпературных теплозащитных плиток обеспечило дальнейшую реализацию программы создания космической транспортной системы многократного применения «Спейс Шаттл».

Референт Н. Н. Новичков.

## ВЫБОР КОНЦЕПЦИИ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ВКС

В полете на конструкцию воздушно-космического самолета (ВКС) многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл», выполненную в основном из алюминиевых сплавов и графитопоксидных композиционных материалов, воздействуют тепловые и аэродинамические нагрузки, изменяющиеся в широких пределах. Снижение нагрева основной конструкции аппарата до приемлемого уровня обеспечивает внешняя система теплозащиты TPS (Thermal Protection System). В нормальных условиях эксплуатации эта система должна использоваться в течение 100 полетов с минимальным восстановительным ремонтом, обеспечивать возможность подготовки МВКА «Спейс Шаттл» к повторному запуску в течение 160 ч и функционировать в условиях аварийного прекращения полета. Система TPS должна также защищать ВКС от нагрева, возникающего при работе основных ЖРД SSME (Space Shuttle Main Engine), твердотопливных стартовых ускорителей SRB (Solid Rocket Booster), ЖРД системы орбитального маневрирования OMS (Orbital Maneuvering System) и реактивной системы управления RCS (Reaction Control System).

Поскольку алюминиевые сплавы и графитопоксидные композиционные материалы, из которых изготовлены створки люка грузового отсека ВКС, начинают терять прочность при температурах выше 175°C, система теплозащиты должна обеспечить уменьшение возникающих температур до пределов ниже этого значения.

Необходимо, чтобы система теплозащиты обеспечила герметизацию щелей между крылом и элевоном, килем и расщепляющимся рулем направления, нижней частью фюзеляжа и щитком для обеспечения балансировки аппарата и защиты ЖРД SSME, поскольку возникающие в этих зонах вихри могут вызвать интенсивный местный нагрев. Аналогичные явления могут также возникнуть в зонах лючков, створок и выходных отверстий различных бортовых систем ВКС, а также разъемов систем послеполетного обслуживания аппарата (рис. 1).

Для того чтобы не ухудшать аэродинамические характеристики ВКС, система теплозащиты должна иметь минимальную шероховатость и не изменять свою форму при эксплуатации МВКА «Спейс Шаттл». Наряду с этим требуется обеспечить высокую ударопрочность теплозащитного покрытия, его

влагонепроницаемость и возможность быстрого проведения ремонта поврежденных участков непосредственно на аппарате.

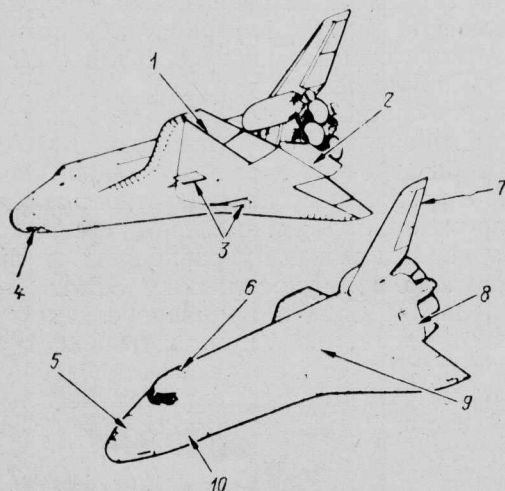
Хотя в США проводятся обширные исследования в области абляционных теплозащитных материалов и высокотемпературных металлических конструкций, ни одна из этих концепций не была выбрана для ВКС МВКА «Спейс Шаттл».

Абляционные материалы имеют следующие недостатки: 1) при входе в атмосферу скорость их поверхностной абляции довольно высока, что может привести к изменению аэродинамической формы аппарата; 2) абляционное теплозащитное покрытие, использовавшееся, например, на космическом корабле «Аполлон», имеет в четыре раза больший вес, чем керамическая теплозащита. Поэтому даже несмотря на то, что абляционное покрытие выдерживает более высокие температуры и позволяет уменьшить время входа аппарата в атмосферу, по весовому критерию и критерию «стоимость — эффективность» оно является неоптимальным.

Исходя из температурных требований в большинстве основных зон теплозащитного покрытия ВКС могли бы использоваться тугоплавкие металлы со специальными защитными покрытиями. Однако несмотря на большой опыт применения сопел ЖРД из ниобия в рамках программы «Аполлон», использования металлов в конструкциях ракетных самолетов серии «X» и обнадёживающие результаты, полученные научно-исследовательским центром (НИЦ) им. Лэнгли (NASA) в области создания для МВКА «Спейс Шаттл» системы теплозащиты из ниобия, металлические теплозащитные покрытия имели ряд существенных недостатков.

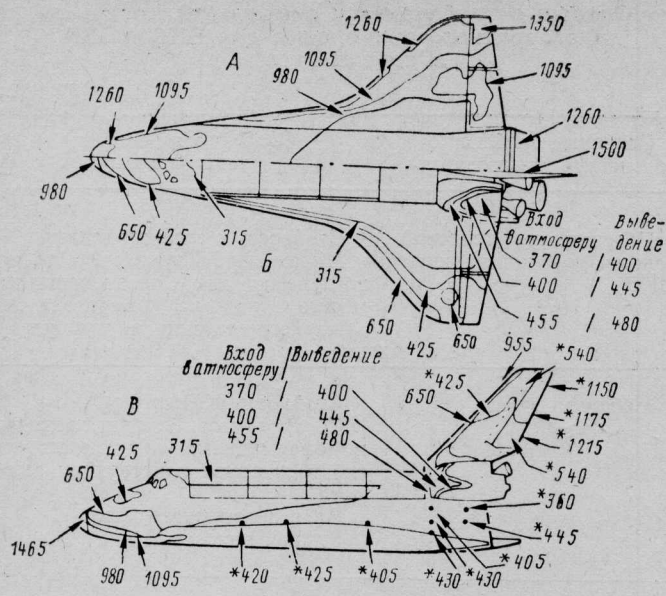
Во-первых, вес металлического покрытия значительно превышал вес керамических теплозащитных материалов. Во-вторых, весьма сложной являлась задача обеспечения расширения и сжатия металлических панелей при воздействии широкого диапазона температур без их деформации и искажения аэродинамических форм аппарата. Большое число крепежной арматуры, а также необходимость использования многочисленных изогнутых секций усложняли изготовление металлического теплозащитного покрытия и не обеспечивали требуемой надежности. В-третьих, местные разрушения внешнего защитного покрытия сплавов на основе ниобия могли бы привести к их прогару или охрупчиванию, что способствовало бы повреждению основного материала — ниобия.

В связи с этим для ВКС была выбрана пассивная система теплозащиты многократного примене-



1—уплотнения в зоне подвески элевонов (нижняя поверхность крыла); 2—уплотнение между нижней частью фюзеляжа ВКС и балансировочным щитком; 3—тепловые барьеры в зонах щелей створок люков основных стоек шасси; 4—тепловые барьеры в зонах щелей створок люка передней стойки шасси; 5—тепловые барьеры в зоне расположения ЖРД системы реактивного управления; 6—тепловые барьеры в зоне контакта створок люка грузового отсека; 7—тепловые барьеры в зоне подвески руля направления — воздушного тормоза; 8—разъемы системы послеполетного обслуживания ВКС; 9—уплотнение в зоне шарнирных узлов створок грузового отсека; 10—тепловые барьеры в зоне входного люка кабины экипажа

Рис. 1. Зоны поверхности ВКС МВКА «Спейс Шаттл», требующие защиты от нагрева с помощью тепловых барьеров или теплоизоляционных уплотнителей

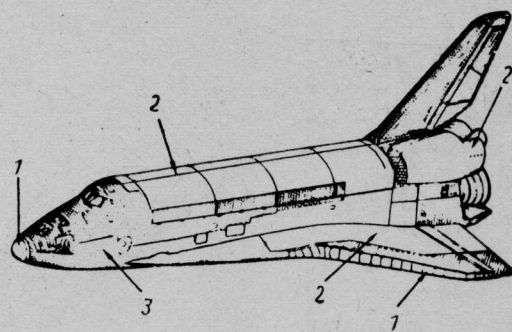


А—нижняя поверхность ВКС; Б—верхняя поверхность ВКС; В—боковая поверхность ВКС (значком \* отмечены температуры при выведении, максимальный угол скольжения 8°)

Рис. 2. Распределение температур (°С) на поверхности ВКС на участках выведения и входа в атмосферу

ния RSI (Reusable Surface Insulation), в которой используются легкие материалы, выдерживающие воздействие высоких температур. Вследствие особенностей геометрии корпуса ВКС и распределения температур на поверхности аппарата на участках

выведения и входа в атмосферу (рис. 2) концепция системы RSI из теплозащитного материала одного типа была бы неоптимальной. Поэтому было принято решение об использовании комбинированного теплозащитного покрытия многократного приме-



1—углерод, армированный углеродным волокном (RCC); 2—гибкое теплозащитное покрытие многократного применения (FRSI); 3—высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения (HRSI) и низкотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения (LRSI)  
Рис. 3. Материалы системы теплозащиты ВКС

ния, включающего несколько типов материалов, в том числе керамических, рассчитанных на различные температурные диапазоны (рис. 3) [1, 2].

1. Korb L. J., Morant C. A., Calland R. M., Thatcher C. S. The Shuttle orbiter thermal protection system. Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1188—1193.

2. Cooper P. A., Holloway P. F. The Shuttle tile story. Astronautics and Aeronautics, 1981, v. 19, N 1, p. 24—36.

Референт Н. Н. Новичков.

## НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП РАЗРАБОТКИ КЕРАМИЧЕСКОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ ВКС\*

Идея использования высокотемпературных керамических материалов для защиты конструкций летательных аппаратов от воздействия аэротермодинамических нагрузок не нова. В США рассматривалась возможность использования таких материалов на первых межконтинентальных баллистических ракетах. При реализации проекта создания ракетоплана «Дайна-Сор» были разработаны теплозащитные плитки из спекаемой тугоплавкой керамики на основе окиси циркония для защиты носка аппарата. Слоистые углепластики из углерода, армированного углеродным волокном, широко использовались в ракетной технике и в системе теплозащиты космического корабля «Аполлон».

В середине и конце 1960-х годов углепластики и слоистые материалы из керамического волокна имели относительно небольшую прочность, были хрупкими и чувствительными к тепловым ударам, что затрудняло их использование в качестве теплозащитных покрытий многократного применения. Кроме того, углепластики были подвержены окислению, хотя скорость этого процесса была сравнительно небольшой. В связи с возникновением в это время необходимости использования высокотемпера-

турных керамических материалов для военных целей началось изучение возможности применения огнеупорной керамики и материалов на основе углерода в системах теплозащиты гиперзвуковых летательных аппаратов.

В начале 1970-х годов был достигнут значительный прогресс в разработке стойких к окислению слоистых углепластиков из углерода, армированного углеродным волокном, а также теплозащитных материалов из огнеупорной керамики, обеспечивавших многократное применение. В связи с этим NASA приступило к изучению возможности использования этих материалов на МВКА «Спейс Шаттл». В начале 1970-х годов наиболее перспективным из керамических материалов оказалось огнеупорное керамическое волокно, которое можно было бы использовать в виде плиток для теплозащиты большей части поверхности ВКС. Для защиты тех участков ВКС, где возникают максимальные температуры и эрозия от воздействия набегающего потока, были выбраны композиционные материалы из углерода, армированного углеродным волокном (рис. 1).

На основе анализа условий применения МВКА «Спейс Шаттл» были выработаны основные требования к системе теплозащиты ВКС, представленные в табл. 1. Для минимизации локальных нагревов, вызываемых турбулизацией пограничного слоя на

\* Buckley J. D., Strouhal G., Gangler J. J. Early development of ceramic fiber insulation for the Space Shuttle. Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1196—1199.

Основные требования к системе теплозащиты многократного применения для ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

Таблица 1

Основные требования к системе теплозащиты	Особенности системы теплозащиты
Обеспечение тепловой защиты конструкции ВКС	Стойкость к горячим газам Минимальная шероховатость поверхности для предотвращения местного нагрева и перехода ламинарного течения в турбулентное
Небольшой вес	Стойкость к флаттеру Совместимость с напряжениями и деформациями продольных изгибов основной конструкции аппарата Влагонепроницаемость Ударопрочность
Минимальное время подготовки к повторному запуску	Удобство проверки Ремонтопригодность Технологичность обслуживания
Небольшая стоимость жизненного цикла	Технологичность изготовления Длительный срок службы при многократном использовании

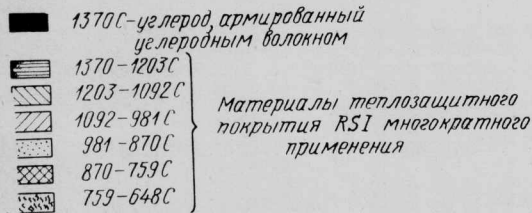
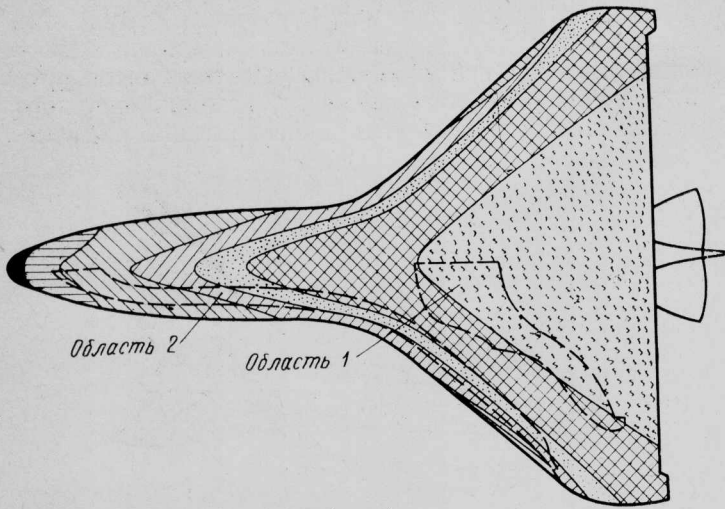


Рис. 1. Распределение максимальных температур на нижней поверхности ВКС МВКА «Спейс Шаттл», полученных расчетным путем в начале 1970-х годов

поверхности ВКС при гиперзвуковых скоростях входа в атмосферу, теплозащитное покрытие долж-

но иметь небольшую шероховатость. Для предотвращения перегрева основной конструкции аппарата многослойная система теплозащиты должна

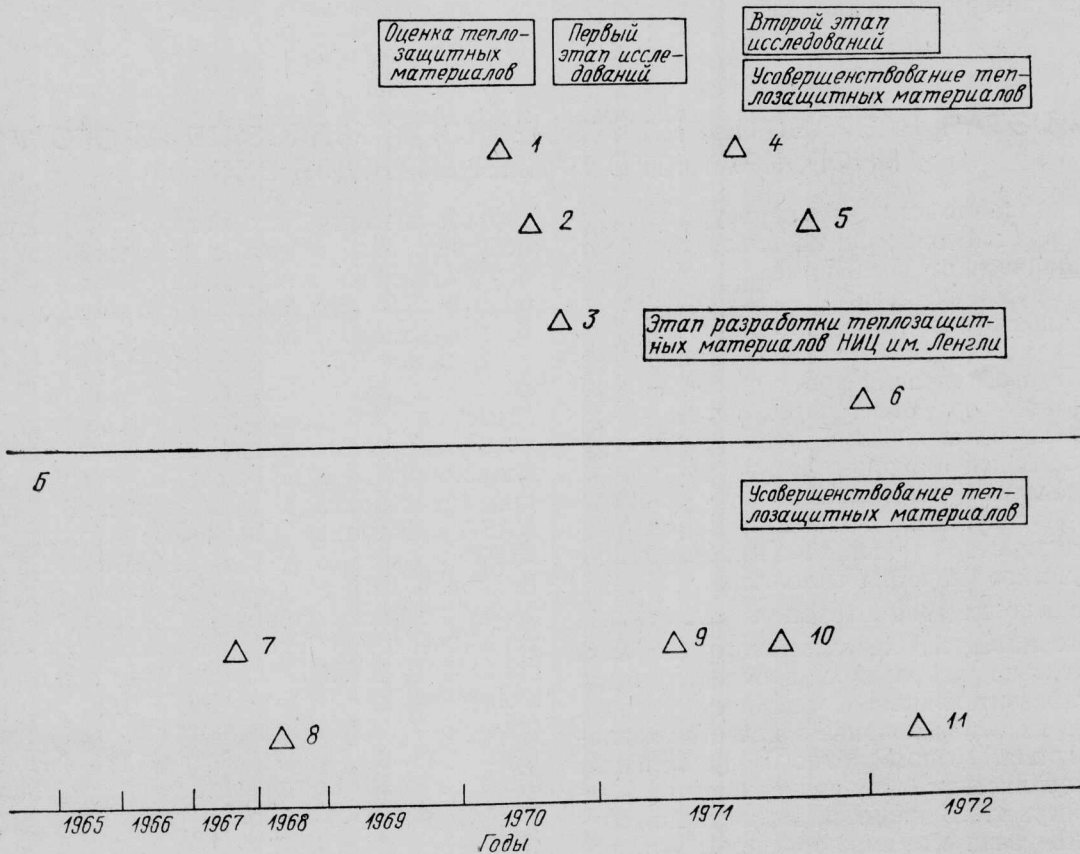


Рис. 2. Эволюция теплозащитного покрытия многократного применения RSI для МВКА «Спейс Шаттл»

А—теплозащитные материалы на основе муллитов; Б—теплозащитные материалы на основе двуокиси кремния; 1—выбор муллитов; 2—первые поставки теплозащитных плиток; 3—разработка первых влагонепроницаемых покрытий; 4—разработка волокон с диаметром 4,7 мк; 5—создание подложек-компенсаторов напряжений SIP для теплозащитных плиток; 6—создание теплозащитных плиток с плотностью 192 кг/м<sup>3</sup>; 7—демонстрация возможности повторного использования теплозащитных материалов и первых отражающих покрытий; 8—испытания на спускаемом аппарате; 9—создание новых теплозащитных плиток с усовершенствованным волокном; 10—создание влагонепроницаемых стекловидных покрытий; 11—создание теплозащитных плиток с плотностью 144 кг/м<sup>3</sup>



Составы теплозащитных материалов и защитных покрытий многократного применения

Тип материала	Волокно	Связующее	Наполнитель	Покрытие
Двуокись кремния	Кварцевое волокно диаметром 1 мк	Коллоидальная дву-окись кремния		Боросиликатное стекло; присадка из карбида кремния для повышения излучательной способности
Муллит А	Волокно силиката алюминия диаметром 4,7 мк	Двуокись кремния	Кремнеземные микросферы с силикатом циркония, придающим непрозрачность	Боросиликатное стекло; присадка $P_{700}$ с силикатом для повышения излучательной способности; $AlPO_4 + Cr_2O_3 + P_{700}$ с силикатом; волокно силиката алюминия и клей на основе фосфорнокислого алюминия
Муллит В	Волокно силиката алюминия диаметром 4,7 мк	Стекло с присадкой $Al_2O_3 - SiO_2 - B_2O_3$		Многофазное стекло с присадками кианита и петалита; упрочненный слой из многофазного стекла с присадками кианита и петалита

была быть стойкой к воздействию горячих газов и газовым потокам внутри или между слоями покрытия.

Важным являлось требование уменьшения веса системы теплозащиты, поскольку любое увеличение веса теплозащитного покрытия приводило к соответствующему уменьшению веса полезной нагрузки ВКС. Система теплозащиты должна была выдерживать деформации основной конструкции аппарата и изгибы его обшивки, обеспечивать влагонепроницаемость, поскольку впитывание влаги может привести к ее замерзанию на орбите и вызвать разрушение плиток или коррозию.

Теплозащитное покрытие ВКС МВКА «Спейс Шаттл» из огнеупорного керамического волокна изготавливается в виде легких плиток, рассчитанных на использование в 100 полетах. На рис. 2 показано развитие материалов системы теплозащиты RSI в конце 1960-х — начале 1970-х годов.

Начальные разработки могут быть отнесены к моменту выработки требований к теплозащитным покрытиям тяжелых ракет-носителей, а также композиционным и абляционным материалам для аппаратов с несущим корпусом. Первые работы показали возможность повторного применения кремнийорганических покрытий. В начале 1970-х годов космический центр им. Джонсона (NASA) приступил к выполнению программы по оценке использования теплозащитных материалов этого класса на ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Среди рассматриваемых материалов были: волокно из двуокиси кремния, муллиты и другие алюмосиликаты, двуокись циркония и углерод с покрытием из карбида кремния.

В течение первого этапа (1970—1971 гг.) исследовались муллиты, а в конце 1970 г. — середине 1971 г. космический центр им. Джонсона приступил ко второму этапу работ, выдав контракты тем фирмам, чьи теплозащитные материалы представлялись наиболее перспективными. В табл. 2 приведены данные по составам рассмотренных материалов и их защитных покрытий. В это время впервые было разработано влагостойкое покрытие для теплозащитных материалов на основе муллита.

В 1971 г. керамические теплозащитные плитки значительно усовершенствовались посредством вве-

дения аморфного волокна двуокиси кремния с высокой степенью чистоты. Космический центр им. Джонсона выдал контракты на разработку и усовершенствование теплозащитных материалов из двуокиси кремния центру космических полетов им. Маршалла (Хантсвилл, шт. Алабама) и теплозащитных покрытий на основе муллитов научно-исследовательскому центру им. Лэнгли (Хамптон, шт. Виргиния).

Теплозащитные материалы из волокна двуокиси кремния и муллитов имеют одинаковый внешний вид, но различные процессы производства (рис. 3). При изготовлении теплозащитных материалов из двуокиси кремния кварцевое волокно смешивается с деионизированной водой, а образовавшаяся суспензия с помощью центробежного литья отливаются в мягкие пористые блоки, которые сушатся, отжигаются и пропитываются в специальных условиях.

При изготовлении муллита А волокно силиката алюминия и наполнитель из кремнеземных микросфер растворяются в растворе связующего и отливаются с помощью метода вакуумного литья в пористые блоки.

При изготовлении муллита В из волокон силиката алюминия и раствора связующего готовится суспензия, которая затем отливается с помощью метода центробежного литья в пористые блоки и обезвоживается. Процессы сушки, отжига и машинной обработки для всех волокнистых теплозащитных материалов многократного применения являются идентичными. Отжиг, например происходит при температуре 1260—1370°C, причем скорость изменения температуры варьируется для получения плиток с оптимальными характеристиками.

Технология нанесения покрытия для каждого теплозащитного материала является различной. На плитки из двуокиси кремния наносится двухслойное покрытие. В качестве внешнего слоя используется распыляемое боросиликатное стекло, подвергаемое отжигу после нанесения.

Для теплозащитных плиток из муллита А нанесение слоев внешнего покрытия последовательно чередуется с циклами сушки и отжига. Для плиток из муллита В применяется двухслойное покрытие, в котором нижний упрочненный слой сушится и

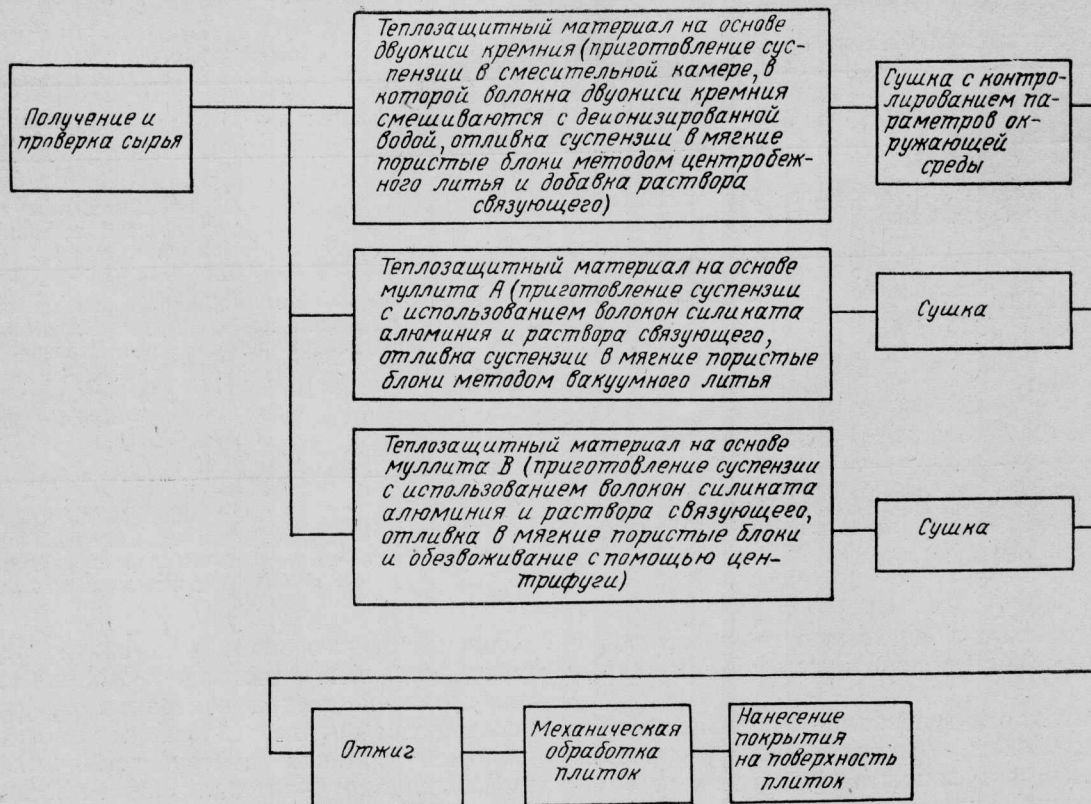


Рис. 3. Схема производства теплозащитных материалов многократного применения



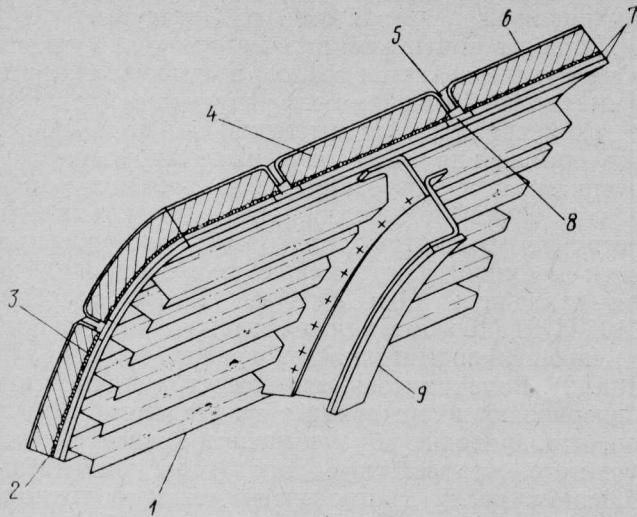
Рис. 4. Концепция основной теплозащитной системы ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

подвергается отжигу, а внешний слой наносится распылением и также отжигается.

Теплозащитное покрытие для ВКС МВКА «Спейс Шаттл», созданное в начале 1970-х годов, основывалось на концепции упрочненных волокон (рис. 4), использование которого в качестве основного материала делало теплозащитное покрытие менее жестким, чем типовые образцы спеченной керамики. Нанесение на теплозащитные плитки защит-

ного слоя обеспечивало высокий коэффициент излучения поверхности, влагонепроницаемость и эрозийностойкость.

Плотность основного материала плитки, содержащего упрочненные волокна двуоксида кремния или силиката алюминия, была небольшой, но достаточной для обеспечения хороших теплоизоляционных свойств. В то же время плитка должна была приклеиваться к специальной подложке-ком-



1—основная конструкция аппарата; 2—упрочненный слой; 3—подложка-компенсатор напряжений SIP из волокна номекс; 4—теплозащитная плитка из керамического волокна; 5—зазор для компенсации теплового расширения; 6—стекловидное или керамическое покрытие; 7—клей-герметик; 8—полоса-заполнитель из волокна номекс, покрытая клеем-герметиком; 9—кольцевой шпангоут

Рис. 5. Плиточная система теплозащиты многократного применения

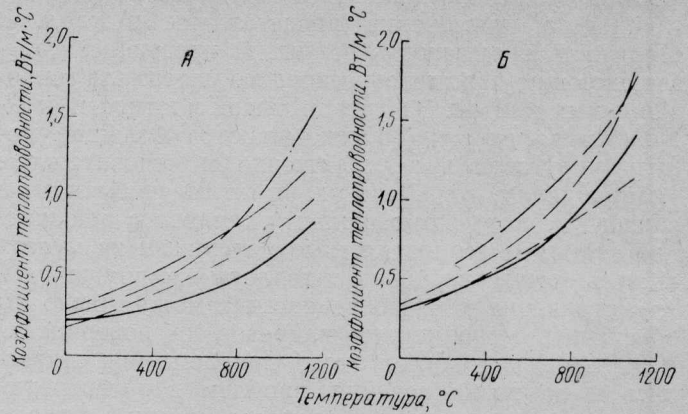
пенсатору напряжений SIP (Strain Isolation Pad), которая, в свою очередь, приклеивалась непосредственно к конструкции аппарата (рис. 5).

Типовые характеристики теплозащитных покрытий многократного применения на основе двуокиси кремния и муллитов, полученные в начале 1970-х годов, представлены в табл. 3—5 и на рис. 6. Одним из наиболее важных параметров является предел прочности на разрыв, который достигает наибольших значений у теплозащитных материалов на основе муллитов (табл. 3). Предел прочности на разрыв в продольном направлении превышает соответствующее значение предела прочности в попереч-

Таблица 3

Физические характеристики теплозащитных материалов многократного применения

Физические характеристики	Теплозащитный материал	
	на основе двуокиси кремния	на основе муллита
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	240	192—240
Предел прочности на разрыв, кН/м <sup>2</sup> :		
в продольном направлении	480	590—660
в поперечном направлении	100	150—190
Предел прочности на сжатие, кН/м <sup>2</sup> :		
в продольном направлении	1000	650—1500
в поперечном направлении	280	290—430
Предел прочности на сдвиг, кН/м <sup>2</sup> :		
в продольном направлении	260	210—390
Модуль упругости при растяжении, МН/м <sup>2</sup> :		
в продольном направлении	410	290—390
в поперечном направлении	41	63—130
Относительное удлинение при разрушении, %	0,09	0,17—0,23



А—давление  $1,01 \times 10^3$  Н/м<sup>2</sup>; Б—давление  $1,01 \times 10^5$  Н/м<sup>2</sup>  
 — муллит с плотностью 240 кг/м<sup>3</sup>;  
 - - - муллит с плотностью 240 кг/м<sup>3</sup>;  
 —•— муллит с плотностью 192 кг/м<sup>3</sup>;  
 —•—•— двуокись кремния с плотностью 240 кг/м<sup>3</sup>

Рис. 6. Теплопроводность материалов системы теплозащиты многократного применения RSI

ном направлении, поскольку с продольным направлением совпадает ориентация волокон материала.

Физические характеристики стекловидных за-

Таблица 4

Физические характеристики защитных покрытий теплозащитных материалов многократного применения

Физические характеристики	Теплозащитный материал	
	на основе двуокиси кремния	на основе муллита
Плотность стекловидного покрытия, кг/м <sup>3</sup>	2 200	2 200
Предел прочности на разрыв, МН/м <sup>2</sup>	16,5	12,4
Модуль упругости при растяжении, МН/м <sup>2</sup>	13 100	60 000
Относительное удлинение, %	0,12	0,03

Таблица 5

Теплофизические характеристики теплозащитных материалов многократного применения

Характеристики	Теплозащитный материал	
	на основе двуокиси кремния	на основе муллита
Коэффициент теплового расширения, Н/м <sup>2</sup> ·°С × 10 <sup>6</sup>		
теплозащитной плитки	0,5	5,0
защитного покрытия плитки	0,7	5,0
Удельная массовая теплоемкость, кал/г·°С	0,24	0,25
Коэффициент полного отражения защитного покрытия	0,9	0,7—0,85
Коэффициент поглощения солнечного излучения защитным покрытием	0,77	0,72
Температурный предел, при котором достигается нулевая прочность, °С:		
теплозащитной плитки	1260	1260
защитного покрытия плитки	1100	750—1240

щитных покрытий теплозащитных материалов многократного применения представлены в табл. 4. Плотность и прочность покрытий превышает соответствующие параметры основного материала теплозащитных плиток. За счет большой плотности стекловидного покрытия обеспечиваются большие модуль упругости при растяжении и относительное удлинение плиток. Благодаря этим свойствам, а также высокому коэффициенту теплового расширения (табл. 5) теплозащитные материалы из муллита весьма чувствительны к тепловым напряжениям.

Устранение данного недостатка можно было бы обеспечить выполнением надрезов на поверхности материала, однако от этого предложения отказались из-за возникновения проблем в обеспечении влагонепроницаемости теплозащитных плиток. Альтернативный метод усовершенствования внешнего защитного слоя заключался в использовании органических покрытий, обеспечивающих проведение восстановительного ремонта. Однако в начале 1970-х годов по покрытиям этого типа имелись весьма ограниченные данные.

Теплофизические характеристики некоторых вариантов теплозащитных материалов многократного применения, разработанных в начале 1970-х годов, представлены в табл. 5. При воздействии тепловых напряжений сохранность теплозащитного материала может быть обеспечена за счет соответствующего коэффициента теплового расширения. По оценкам, сделанным в начале 1970-х годов, теплозащитные материалы на основе двуокиси кремния имели значительно меньший коэффициент теплового расширения, чем материалы на основе муллита. Данные табл. 5 показывают, что при одинаковом тепловом градиенте материалы на основе муллита могли подвергаться значительно большему тепловым нагрузкам, чем материалы на основе двуокиси кремния, что вызывало значительные проблемы при разработке конструкций систем теплозащиты.

Сравнение значений коэффициентов полного отражения и поглощения защитного покрытия показывает, что их отношение для всех теплозащитных материалов почти соответствует 1,0.

Максимальная расчетная рабочая температура для всех теплозащитных материалов многократного применения в начале 1970-х годов соответствовала 1350°C. Однако по данным, полученным фир-

мами-разработчиками, покрытия и плитки не выдерживали воздействия этой температуры.

Наиболее критичным параметром теплозащитного материала является теплопроводность. На рис. 6 представлены значения коэффициента теплопроводности материалов системы теплозащиты многократного применения RSI, полученные фирмами-разработчиками с использованием классических методов расчета нагретых пластин. При одинаковых плотностях теплозащитные материалы на основе двуокиси кремния имеют меньшую теплопроводность при давлениях  $1,0 \times 10^5$  Н/м<sup>2</sup> (1 атм) и  $1,01 \times 10^3$  Н/м<sup>2</sup> ( $10^{-2}$  атм), что связано с аморфностью и меньшим диаметром кварцевого волокна (см. табл. 2). Волокна меньшего диаметра способствуют образованию в материале существенно меньших пор, что приводит к уменьшению конвективного и лучистого теплообмена. Благодаря значительно большему числу взаимосвязей между волокном и связующим в материале на основе двуокиси кремния увеличивается его сопротивление и уменьшается проводимость.

Как и ожидалось, материалы на основе муллита с плотностью 240 кг/м<sup>3</sup> имели весьма близкие значения теплопроводности. У муллита с плотностью 192 кг/м<sup>3</sup> значения теплопроводности соответствовали величинам теплопроводности материалов на основе двуокиси кремния.

Таким образом, в конце 1960-х — начале 1970-х годов в области теплозащитных материалов многократного применения был создан научно-технический задел, необходимый для дальнейшего развертывания работ по программе создания МВКА «Спейс Шаттл». В то же время целый ряд нерешенных вопросов, связанных с определением характеристик влагопоглощения теплозащитных материалов при низких температурах, способов их крепления с конструкцией аппарата, исследованием ударпрочности и повреждений защитного покрытия поверхности, обоснованием оптимальных величин зазоров между теплозащитными плитками и уточнением особенностей их нагрева, потребовали проведения обширных работ в области теплозащитных материалов для обеспечения успешной реализации программы «Спейс Шаттл».

Референт Н. Н. Новичков.

## ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ДЛЯ ВКС

Одним из основных компонентов ВКС является комбинированная система теплозащиты многократного применения. Эта система включает теплозащитные материалы различных типов (рис. 1).

На носовом обтекателе и носках крыла, где температуры превышают 1260°C, используется материал RCC (Reinforced Carbon—Carbon) из углерода, армированного углеродным волокном.

Нижние поверхности фюзеляжа и крыла ВКС, носок и задняя кромка киля, а также передняя часть фюзеляжа аппарата за покрытием RCC, нагревающиеся до температур 650—1260°C, имеют высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения HRSI (High Temperature Reusable Surface Insulation).

На поверхностях, подвергающихся нагреву до температур 400—650°C (верхняя, передняя, средняя и хвостовая части фюзеляжа, киль, гондолы ЖРД системы орбитального маневрирования и некоторые участки верхней поверхности крыла), установлено низкотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения LRSI (Low Temperature Reusable Surface Insulation).

На поверхностях, подвергающихся нагреву до температуры 400°C (створки люка грузового отсека, боковые части фюзеляжа, верхняя обшивка крыла, гондолы ЖРД системы орбитального маневрирования), использовано гибкое теплозащитное покрытие многократного применения FRSI (Flexible Reusable Surface Insulation). Некоторые характе-

Некоторые характеристики теплозащитных покрытий RCC, HRSI, LRSI и FRSI

Тип покрытия	Состав покрытия	Температура, °С	Площадь, м <sup>2</sup>	Вес, кгс	Зоны установки
RCC	Пироуглерод, армированный углеродным волокном и добавка SiC	До 1650	38	1403	Носки крыла и фюзеляжа
HRSI	Плитки из волокон двуокиси кремния и боросиликатное стекловидное покрытие с добавкой SiB <sub>4</sub>	650—1260	480	5010	Нижние поверхности фюзеляжа и крыла, носок и задняя кромка килля, зона за покрытием RCC
LRSI	Плитки из волокон двуокиси кремния и боросиликатное стекловидное покрытие	400—650	254	1078	Верхние поверхности крыла и фюзеляжа, киль, гондолы ЖРД системы OMS
FRSI	Найлоновый войлок с покрытием из кремнийорганической резины	До 400	333	528	Створки люка грузового отсека, верхняя поверхность крыла, боковые части фюзеляжа, гондолы ЖРД OMS
Разное	—	—	—	1403	—
Всего			1105	9422	

ристики теплозащитных покрытий этих типов приведены в табл. 1.

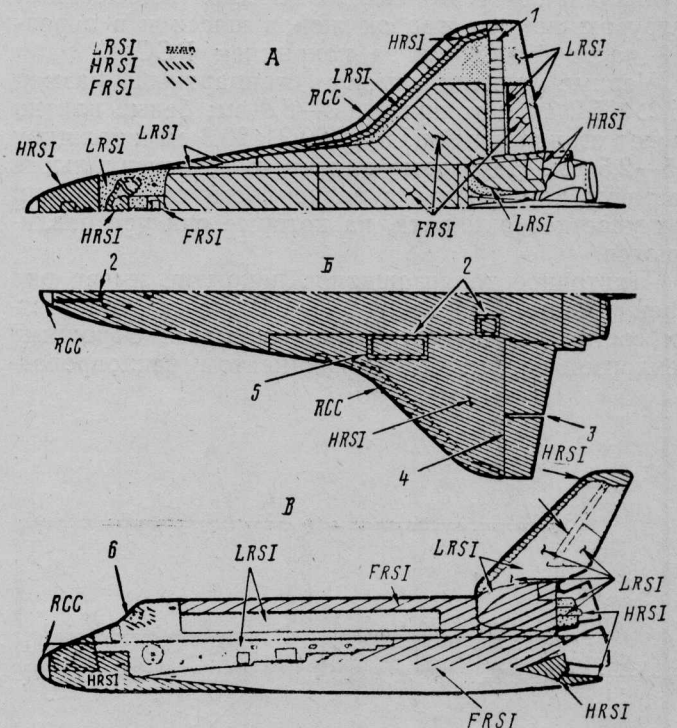
В некоторых зонах ВКС используются металлические жаропрочные панели с радиационным охлаждением и абляционный материал. Металлические панели установлены на створках расцепляющегося руля направления, в зоне подвески элевонов, где температуры достигают 760°С, на теплозащитных экранах ЖРД, нагреваемых до 870°С. Абляционный материал используется в зазорах между элевонами, где температуры достигают 1815°С.

Основная плиточная система теплозащиты, покрывающая около 70% площади внешней поверхности ВКС, состоит из четырех элементов: керамических теплозащитных плиток, подложек-компенсаторов напряжений SIP (Strain Isolation Pad), полос-заполнителей из волокна номекс, а также слоев клея-герметика RTV (Room-Temperature Vulcanizing), вулканизирующегося при комнатной температуре.

Плитки, покрытые слоем стекла с высокой излучательной способностью, выполняют функции радиатора для рассеяния тепла и теплоизолятора, препятствующего проникновению теплового потока к конструкции аппарата. Подложки SIP предохраняют плитки от воздействия тепловых и механических деформаций обшивки ВКС. Полосы-заполнители из найлона, покрытого кремнийорганической резиной, защищают от перегрева участки конструкции ВКС, находящиеся под зазорами между плитками. Типовая установка теплозащитных плиток на ВКС показана на рис. 2 и 3.

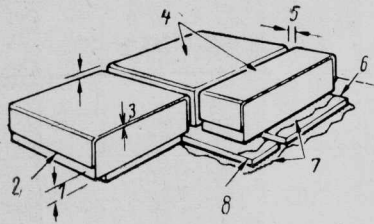
**Теплозащитные плитки из двуокиси кремния.** Теплозащитные плитки изготовлены из аморфных волокон двуокиси кремния с высокой степенью чистоты, имеющих диаметр 1,2—4,0 мк и длину 0,32 см. Плитки изготавливаются из суспензии, обезвоживаются и отжигаются при температуре 1370°С. Для ВКС МВКА «Спейс Шаттл» исполь-

зуются плитки из материала LI-900 плотностью 144 кг/м<sup>3</sup> и материала LI-2200 плотностью 352 кг/м<sup>3</sup>. Плитки из материала LI-900 получают при введении в состав связующего из коллоидной двуокиси



А—вид сверху; Б—вид снизу; В—вид сбоку  
1—жаропрочная конструкция; 2—высокотемпературные плитки LI-2200; 3—абляционный материал; 4—теплозащитные уплотнения в зоне подвески элевона; 5—тепловой барьер; 6—жаропрочное остекление кабины экипажа

Рис. 1. Материалы системы теплозащиты многократного применения ВКС МВКА «Спейс Шаттл» (LRSI — низкотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения, HRSI — высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения, FRSI — гибкое теплозащитное покрытие многократного применения, RCC — углерод, армированный углеродным волокном)



1—часть боковой поверхности плитки без боросиликатного водонепроницаемого стекловидного покрытия RCG; 2—граница боросиликатного стекловидного покрытия RCG на боковой поверхности плитки; 3—боросиликатное стекловидное покрытие RCG (отжигаемое при температуре 1150—1205°C);

4—теплозащитные плитки из чистых волокон двуокиси кремния, отжигаемые при температуре 1370°C и имеющие плотность 144 и 352 кг/м<sup>3</sup>; 5—зазор между плитками; 6—подложка-компенсатор напряжений SIP из волокон номекс; 7—слой клея-герметика RTV; 8—полоса-заполнитель из волокон номекс

Рис. 2. Схема плиточной керамической системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

кремния, обеспечивающего сцепление волокон, а плитки из материала LI-2200 полностью зависят от спекания волокон.

Большинство плиток изготовлено из материала LI-900, однако в тех зонах, где необходимо теплозащитное покрытие повышенной прочности, используются плитки LI-2200. Для обеспечения требуемых коэффициентов полного отражения и поглощения все плитки имеют боросиликатное стекловидное покрытие на пяти сторонах своей поверхности.

Плитки HRSI LI-900 на нижней поверхности фюзеляжа и крыла ВКС, где температуры достигают 650—1260°C, имеют боросиликатное покрытие RCG черного цвета за счет введения добавки тетраборида силикона, которая улучшает ее способность излучать тепло при входе аппарата в атмосферу.

Плитки LRSI LI-900 на верхней части ВКС, где температуры достигают 400—650°C, имеют боросиликатное покрытие RCG белого цвета, уменьшающее поглощение солнечного излучения и нагрев аппарата в орбитальном полете.

Плитки третьего типа HRSI LI-2200, имеющие плотность 352 кг/м<sup>3</sup> и более высокую прочность, устанавливаются в зонах воздействия повышенных нагрузок: вокруг створок люков шасси и в передней части фюзеляжа за покрытием RCC.

Черные плитки имеют стандартный размер 15,2×15,2 см и толщину 1,3—8,9 см; белые плитки имеют стандартный размер 20,3×20,3 см и толщину 0,5—2,5 см. Некоторые плитки имеют специальные размеры или формы в зависимости от геометрии тех участков аппарата, на которые они устанавливаются.

Плиточное теплозащитное покрытие имеет ряд преимуществ. Поскольку 93% объема каждой плитки составляют пустоты, они являются хорошими теплоизоляторами с коэффициентом теплопровод-

ности менее 0,017—0,052 Вт/м·К. Небольшой коэффициент теплового расширения аморфных волокон двуокиси кремния (рис. 4) наряду с небольшим модулем упругости плитки исключает влияние тепловых напряжений и ударов.

Вследствие очень высокой чистоты материала, достигающей 99,62%, вероятность расстекловывания покрытия ограничена, что предотвращает сильные напряжения, связанные с расширением или усадкой кристобалита. Двуокись кремния имеет высокую теплостойкость и может в течение непродолжительного времени выдержать воздействие температуры свыше 1480°C. Поскольку двуокись кремния представляет собой окисел, применения дополнительного защитного покрытия не требуется, тогда как ниобий и углерод, армированный углеродным волокном, должны иметь защиту от окисления.

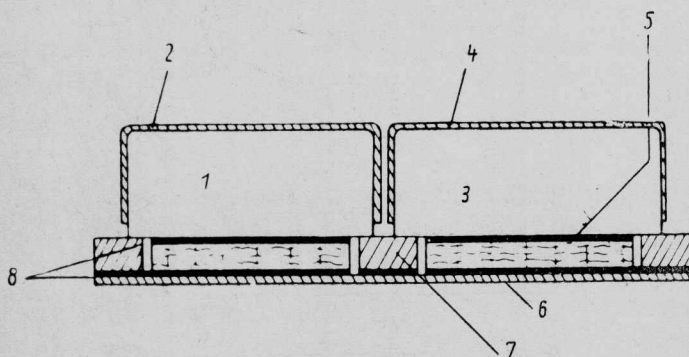
Коэффициент полного излучения черного покрытия RCG превышает 0,8, а толщина покрытия составляет 0,023—0,038 см. Небольшая полоска на боковых поверхностях плитки высотой 0,38 см не имеет покрытия RCG для обеспечения доступа воздуха и выравнивания давления между окружающей средой и внутренним объемом плитки. Перед установкой на ВКС плитки должны покрываться водонепроницаемым покрытием, а при обнаружении ограниченных разрушений стекловидного покрытия после каждого полета аппарата этот процесс должен повторяться.

На плитках, не подвергающихся воздействию температур более 565°C при выведении и спуске в атмосферу, водонепроницаемое покрытие сохраняется. Плитки, подвергающиеся при входе в атмосферу воздействию температур более 565°C, повторно обрабатываются раствором фторуглерода FC 723.

**Ремонт плиток.** Материал теплозащитных плиток оптимизирован по весу и тепловым свойствам, однако имеет ограниченную прочность, в связи с чем неизбежны определенные повреждения системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Исследования показали, что растрескивание покрытия RCG не приводит к возникновению серьезных проблем и не распространяется до основного материала плитки под воздействием внешних условий. Для плиток, случайно получивших выщербины вдоль краев или на внешней поверхности, разработаны три специальных метода ремонта, которые могут предохранить их от воздействия виброакустических нагрузок, наиболее существенных на участке выведения МВКА «Спейс Шаттл» (рис. 5).

При растрескивании стекловидного покрытия его поверхность упрочняется с помощью смеси порошков кварца и коллоидной двуокиси кремния. На черных плитках HRSI области растрескивания замазываются смесью кремнийорганического тетраборида и коллоидальной двуокиси кремния.

При образовании выщербин на краях, углах или внешних поверхностях плиток используются специальные керамические «заплатки». Мастикообраз-



1—низкотемпературная теплозащитная плитка LRSI LI-900; 2—белое боросиликатное стекловидное покрытие RCG; 3—высокотемпературная теплозащитная плитка HRSI LI-900 или LI-2200; 4—черное боросиликатное стекловидное покрытие RCG; 5—подложка-компенсатор напряжений SIP из волокон номекс (толщина для плиток LI-900—4,06 мм, для плиток LI-2200—2,3 мм); 6—обшивка ВКС из алюминиевого сплава; 7—полоса-заполнитель из волокон номекс; 8—слой клея-герметика RTV-560 (толщина 0,2 мм)

Рис. 3. Схема установки высокотемпературных и низкотемпературных теплозащитных плиток на обшивке ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

ная смесь волокон материала LI-900 и активированного ортосиликата наносится на плитку и проникает под стекловидное покрытие. Такому ремонту подвергаются плитки с выщербинами длиной до 2,54 см и объемом до 0,98 см<sup>3</sup>.

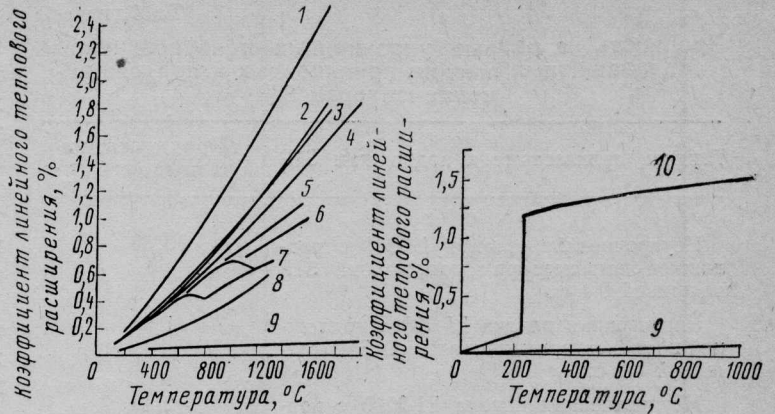
Для устранения выщербин больших размеров кусочки материала LI-900 или LI-2200 могут приклеиваться к плитке с помощью кремнийорганического клея, изготовленного из смеси коллоидальной двуокиси кремния и полосок кварца.

**Упрочнение клеевого соединения плитки.** В процессе работ по созданию теплозащитного покрытия было установлено, что прочность системы «плитка-подложка SIP — клей RTV» была наиболее слабым звеном. Средняя расчетная прочность на разрыв для плиток LI-900 и LI-2200 составляла 1,68 и 4,9 кгс/см<sup>2</sup> соответственно. Однако лабораторные испытания показали, что средняя прочность на разрыв установленных плиток LI-900 и LI-2200 была только 0,8 и 1,96 кгс/см<sup>2</sup>, т. е. примерно на 50% меньше расчетных значений [1].

По данным головной фирмы Рокуэлл для различных сочетаний компонентов системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл» были зарегистрированы следующие значения прочности на разрыв, представленные в табл. 2 [2].

В ходе дальнейших исследований было установлено, что использование подложки-компенсатора напряжений SIP из ароматического найлона номекс, прошитого для обеспечения прочности на разрыв при растяжении, приводило к концентрации напряжений по прошитым пучкам волокон. Это способствовало возникновению локализованных разрушений нижней поверхности плитки непосредственно над границей ее соприкосновения с клеем-герметиком RTV, нанесенным на поверхность приклеиваемой подложки SIP.

Для устранения этого недостатка нижняя поверхность плитки пропитывалась на глубину 0,32 см специальной смесью из коллоидной двуокиси кремния людокс фирмы Дюпон и полосок кварца, со-



1—окись магния MgO; 2—окись бериллия BeO; 3—окись тория ThO<sub>2</sub>; 4—окись алюминия Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>; 5—алюминат магния MgO·Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>; 6—муллит 3Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>·2SiO<sub>2</sub>; 7—окись циркония ZrO<sub>2</sub>; 8—циркон ZrSiO<sub>4</sub>; 9—аморфная двуокись кремния SiO<sub>2</sub>; 10—кristобалит SiO<sub>2</sub>

Рис. 4. Коэффициенты линейного теплового расширения теплозащитных материалов

державших небольшие частицы двуокиси кремния и воду. Эта смесь заполнила пористую структуру нижней части плитки и обеспечила упрочнение волокон двуокиси кремния в зоне приклейки теплозащитной плитки к подложке-компенсатору напряжений SIP [1].

В табл. 3 представлены сравнительные значения прочности на разрыв упрочненных и неупрочненных теплозащитных плиток, приклеенных к подложкам SIP.

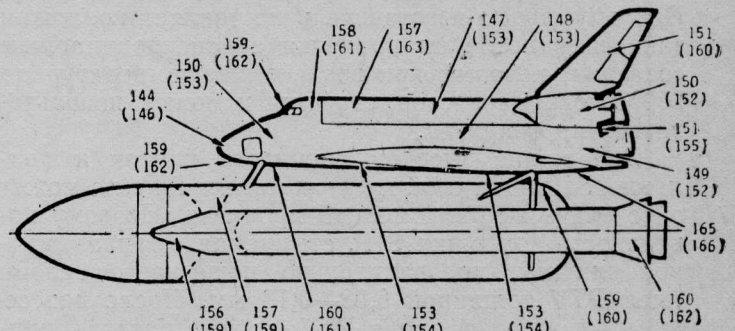
Таким образом, процесс упрочнения плиточной системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл» позволил увеличить среднюю статистическую прочность на разрыв для плиток LI-900 почти на 100% и довести ее до расчетного значения и почти на 60% для плиток LI-2200. Доработка теплозащитного покрытия на ВКС «Колумбия» с целью его упрочнения, начатая весной 1979 г., продолжалась вплоть до начала 1981 г. [2].

**Подложка-компенсатор напряжений SIP** изготовлена из ароматического волокна номекс, повторное использование которого без ухудшения характеристик возможно при воздействии температур до

Таблица 2

Прочность на разрыв для различных сочетаний компонентов системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл» до момента упрочнения теплозащитных плиток

Компоненты системы теплозащиты ВКС МВКА «Спейс Шаттл»	Предел прочности на разрыв, кгс/см <sup>2</sup>
Плитка LI-900	1,68
Подложка-компенсатор напряжений SIP толщиной 0,4 см	2,88
Клей-герметик RTV-560	33,7
Клей RTV — плитка LI-900 — клей RTV — подложка SIP толщиной 0,4 см — клей RTV	0,82
Плитка LI-2200	4,2
Подложка-компенсатор напряжений SIP толщиной 0,23 см	4,78
Клей-герметик RTV-560	33,7
Клей RTV — плитка LI-2200 — клей RTV — подложка SIP толщиной 0,23 см — клей RTV	2,11



Уровни шума на крыле ВКС

Корневая часть крыла				Внешняя часть крыла		
наплыв	верхняя часть	нижняя часть	элевоп	верхняя часть	нижняя часть	элевоп
149 (155)	150 (154)	160 (162)	157 (158)	152 (157)	157 (157)	158 (159)

Рис. 5. Типовые усредненные уровни акустического шума, воздействующего на МВКА «Спейс Шаттл» на участке выведения (все значения даны в децибелах, максимальные величины — без скобок, в скобках — с учетом влияния ветровых нагрузок)

Таблица 3

Прочность на разрыв упрочненных и неупрочненных теплозащитных плиток, приклеенных к подложкам-компенсаторам SIP

Плитки, приклеенные к подложкам SIP	Прочность, на разрыв, кгс/см <sup>2</sup>
Неупрочненная плитка LI-900 с подложкой-компенсатором напряжений SIP толщиной 0,4 см	0,83
Упрочненная плитка LI-900 с подложкой-компенсатором напряжений SIP толщиной 0,4 см	1,58
Неупрочненная плитка LI-2200 с подложкой-компенсатором напряжений SIP толщиной 0,23 см	2,11
Упрочненная плитка LI-2200 с подложкой-компенсатором напряжений SIP толщиной 0,23 см	3,25

290°C. При температурах до 380°C волокно может применяться только один раз, поскольку прочность его клевого соединения уменьшается до нуля.

Для подложек SIP на ВКС используется волокно толщиной 0,23, 0,29 и 0,4 см. Для плиток LI-900 обычно применяются подложки SIP толщиной 0,4 см, имеющие наименьшую прочность 2,8 кгс/см<sup>2</sup> и модуль упругости при растяжении ~1,82 кгс/см<sup>2</sup> под воздействием нагрузки 0,37 кгс/см<sup>2</sup>.

Подложки SIP толщиной 0,23 см устанавливаются под наиболее прочными плитками LI-2200. Их прочность в 2—3 раза, а жесткость в 10 раз превышает соответствующие характеристики подложек SIP толщиной 0,4 см.

Подложки SIP толщиной 0,29 см устанавливаются только под теми плитками, которые приклеиваются к подвижным плоскостям аппарата, например консолям крыла. Их характеристики почти соответствуют характеристикам подложек SIP толщиной 0,23 см.

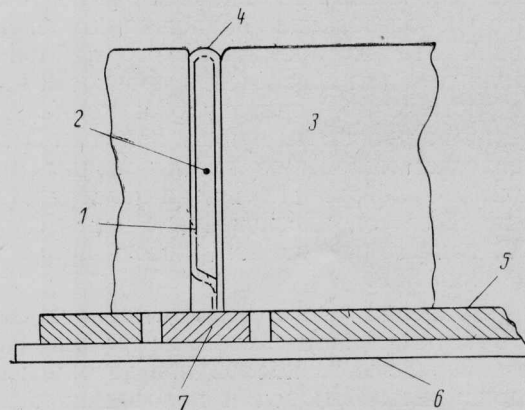
Аналогично теплозащитным плиткам подложки-компенсаторы напряжений должны обеспечивать доступ воздуха в нейлоновое волокно для выравнивания давлений, но не должны поглощать воду. Поэтому фирма-изготовитель поставляет подложки заказчику после их пропитки водонепроницаемым составом, который при воздействии температур до 290°C сохраняет свои свойства и может использоваться многократно.

Вследствие высокой прочности плиток и подложек SIP один слой клея-герметика RTV не может обеспечить их равномерной пропитки. Поэтому поверхность подложки SIP, стыкуемая с теплозащитной плиткой, предварительно покрывается слоем клея RTV толщиной 0,08—0,18 мм. После нанесения второго слоя клея RTV осуществляется приклейка подложки SIP к теплозащитной плитке. Для предотвращения воздействия на края подложки SIP и слой клея-герметика RTV высоких температур, возникающих в зазоре между плитками, длина каждой стороны подложки на 2,6 см меньше длины соответствующей стороны устанавливаемой сверху плитки (на 1,3 см с каждого края). Для защиты конструкции, находящейся под зазором между плитками, в этой зоне устанавливается специальная полоса-заполнитель из нейлонового волокна, выдерживающая температуры до 445°C, которая сверху покрывается клеем RTV.

Полоса-заполнитель, толщина которой немного превышает толщину подложки SIP, используется также в качестве уплотнительной прокладки на нижней поверхности плитки, уменьшая возможность проникновения влаги или плазмы к подложке SIP. Испытания показали, что полоса-заполнитель может удовлетворительно функционировать в течение 100 полетов при температурах до 425°C или использоваться в одном полете при температурах более 540°C.

**Кремнийорганический клей-герметик RTV**, используемый для приклейки теплозащитных плиток, выдерживает без разрушения температуры до 290°C. Вулканизация клея происходит при комнатной температуре. Этот тип клея может применяться в качестве тиксотропной пасты для заполнения неровностей на алюминиевой обшивке ВКС. Используемый клей RTV-560 представляет собой метилфениловый силикон, выбранный ввиду его очень низкой температуры расстекловывания (—112°C), которая снижает требования к ориентации ВКС в в орбитальном полете для предотвращения переохлаждения теплозащитного покрытия.

**Заполнитель зазора между теплозащитными плитками.** При входе ВКС в атмосферу на участках возникновения больших градиентов давления необходимо обеспечить защиту зазоров между плитками



1—внутренний слой фольги из сплава никонель; 2—волокнистая изоляция; 3—теплозащитная плитка; 4—наружный слой из керамической ткани; 5—подложка-компенсатор напряжений SIP; 6—конструкция аппарата; 7—полоса-заполнитель

Рис. 6. Уплотнитель для герметизации зазора между плитками

от проникновения в них образующегося потока плазмы.

В отличие от внешней поверхности плитки в зазоре нельзя обеспечить требуемого радиационного охлаждения за счет отражения и рассеяния излучения, что может привести к местным перегревам отдельных участков системы теплозащиты ВКС. Проникновение плазмы в зазоры между плитками приведет к следующим нежелательным проблемам.

Во-первых, из-за усадки плитки, которая может произойти при воздействии потока плазмы, ширина зазора увеличится и приведет к преждевременной турбулизации пограничного слоя; во-вторых, произойдут частичные разрушения крепления плитки к обшивке ВКС; в-третьих, не исключается возможность прогорания в ряде мест основной конструкции аппарата. Для предотвращения этих проблем в зазорах между плитками на участках возникновения больших градиентов давления используются специальные заполнители (рис. 6).



В зонах расположения створок люков используются двойные уплотнения. Внутренний изолирующий слой предотвращает впитывание влаги и обеспечивает воздухопроницаемое уплотнение, необходимое для дренажных и продувочных систем ВКС. Внешний изолирующий слой (тепловой барьер) препятствует проникновению потока плазмы в зазоры шарнирной системы открытия створок, так как при этом могут возникнуть проблемы, аналогичные перечисленным выше.

В системе теплозащиты ВКС используются подушкообразные и ленточные наполнители. Заполнитель первого типа достаточно эластичен и обеспечивает герметизацию зазора между плитками при воздействии механических и тепловых нагрузок и его максимальном смещении до 0,1 см. Ленточные наполнители изготавливаются из одного или нескольких слоев керамического волокна, пропитанных клеем-герметиком RTV.

Подушкообразный наполнитель зазора состоит из наружных слоев керамической ткани, с войлочным наполнителем из упругого керамического волокна, которые сшиты по концам кварцевыми нитями. В некоторых наполнителях используется внутренний слой из жаропрочной фольги инконель 601, сшитой таким образом, чтобы обеспечить требуемую форму наполнителя.

В подушкообразных наполнителях применяется два типа материалов. Для зазоров с номинальной шириной 0,5 см и больше используется войлочный наполнитель из алюмоборосиликатного волокна некстель 312 (95% алюминия и 5% волокна двуокиси кремния саффил). Этот тип наполнителя рассчитан на давления 0,01—0,07 кгс/см<sup>2</sup>, выдерживает воздействие температур ~1095°C в течение 100 полетов или 1425°C в одном полете МВКА «Спейс Шаттл». При более низких температурах в зазорах шириной 0,05—0,33 см используется кварцевая ткань толщиной 0,01, 0,03 или 0,07 см с кварцевым наполнителем, которая выдерживает воздействие температур ~1095°C в одном полете и 870°C в течение 100 полетов МВКА «Спейс Шаттл».

Ленточные наполнители состоят из алюмоборосиликатного волокна толщиной 0,03 см или кварцевой ткани, пропитанной смесью клея-герметика RTV-602 и стеклянной фритты с добавкой тетраборида силикона для повышения излучательной способности. Эти наполнители обычно устанавливаются в зазорах шириной 0,07—0,15 см и имеют ограниченный срок службы. Заполнители для герметизации зазоров между плитками приклеиваются к поверхностям полос-заполнителей и испытываются для проверки прочности клеевого соединения.

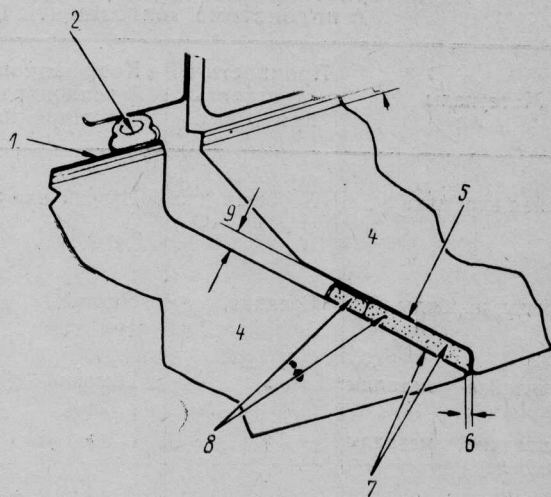
Подушкообразные наполнители для работы в условиях воздействия температур, превышающих максимальные пределы, установленные для одного полета МВКА «Спейс Шаттл», защищаются покрытием с высокой излучательной способностью. Испытания в плазменно-дуговой установке показали, что это покрытие с мелкозернистой добавкой SiC в полиэтиленовой матрице сохраняет работоспособность даже при разложении полиэтилена под воздействием высоких температур. Повышенная излучательная способность покрытия уменьшает температуру поверхности наполнителя на 205°C. В то же время покрытие делает материал наполнителя жестким и может уменьшить возможность его повторного применения.

**Тепловые барьеры**, применяемые на ВКС МВКА «Спейс Шаттл», имеют различную конфигурацию. Типовой тепловой барьер, применяемый для герметизации щели между килем и расщепляющимся рулем направления — воздушным тормозом, включает алюмоборосиликатное волокно с внутренней навитой металллической пружиной и войлочным наполнителем саффил с плотностью 48 кг/м<sup>3</sup>. Пружина навита из проволоки диаметром 0,23 мм (сплав инконель X-750). Поскольку в проволоке могут произойти остаточные деформации при температурах свыше 540°C, в некоторых тепловых барьерах для обеспечения дополнительной теплоизоляции на пружину наматывается до пяти слоев ткани из алюмоборосиликатного волокна.

Устройство теплового барьера, используемого в зоне щели створки отсека передней стойки шасси ВКС, показано на рис. 7.

Тепловой барьер в зоне контакта створок грузового отсека ВКС должен перекрывать их переднее и заднее смещение относительно верхнего центрального зазора шириной 3,8 см и выдерживать температуры до 760°C. В общей сложности длина тепловых барьеров между створками, у передней и задней стенок грузового отсека, а также вдоль шарнирных узлов составляет ~110 м. Для их изготовления используется плотный толстый плетеный волокнистый материал из S-образной стекловидной пряжи. Диаметр стекловолокна, сплетаемого в прокладки длиной 180 см и шириной 60 см, составляет 9 мк. Прокладки имеют высоту 2—7 см и плотность 320 кг/м<sup>3</sup>.

После завершения процесса плетения прокладки обезжириваются в парах растворителя и подвергаются тепловой очистке в печи с принудительной подачей воздуха для устранения замасливания пряжи. Затем прокладки покрываются клеем RTV для образования прочной гибкой композиционной структуры и разрезаются на длинные узкие полосы. Для придания определенной формы полоскам, устанавливаемым на некоторых участках поверхности ВКС, они пропитываются водой, замораживаются и обрабатываются на стандартных фрезерных станках. По аналогии с нанесением на теплозащитные



1—створка отсека; 2—герметичное уплотнение; 3—подложка-компенсатор напряжений SIP толщиной 0,23 см; 4—теплозащитное покрытие HRSI с плотностью 352 кг/м<sup>3</sup>; 5—кремнийорганический клей RTV; 6—зазор шириной 0,18 см; 7—ткань из керамического волокна; 8—теплоизоляция на основе алюминия; 9—зазор шириной 0,63 см  
Рис. 7. Тепловой барьер в зоне щели створки отсека передней стойки шасси

плитки водонепроницаемого покрытия технологический процесс завершается нанесением на полоски из стекловолокна соответствующего водоотталкивающего защитного слоя посредством осуществления реакции с метилтриметоксисилоном в газовой фазе. Изготовленные детали приклеиваются кремнийорганическим клеем к соответствующим участкам конструкции створок люка грузового отсека из графитоксидного материала или алюминиевой конструкции фюзеляжа ВКС.

**Покрытие RCC из углерода, армированного углеродным волокном.** На носках крыла и фюзеляжа ВКС, подвергающихся при входе в атмосферу воздействию температур  $\sim 1650^\circ\text{C}$ , применена специальная подсистема LESS (Leading — Edge Structural Subsystem). Для защиты этих участков выбран материал RCC из углерода, армированного углеродным волокном. Материал RCC состоит из углеродной матрицы, упрочненной графитизированным волокном и покрытой слоем карборунда SiC и пропитанной двуокисью кремния. Выбор покрытия такого типа определялся необходимостью:

сохранения требуемой прочности покрытия при температуре  $\sim 1650^\circ\text{C}$  без использования дополнительной арматуры;

обеспечения достаточной жесткости покрытия для предотвращения его коробления под воздействием аэродинамических нагрузок или больших тепловых градиентов;

обеспечения небольшого коэффициента теплового расширения для предотвращения деформации подсистемы LESS под воздействием тепловых нагрузок;

обеспечения достаточной стойкости к окислению покрытия для ограничения снижения его прочности при входе в атмосферу;

обеспечения максимальной ударопрочности и стойкости к другим неблагоприятным факторам;

обеспечения технологичности производственного процесса.

Для защиты носков крыла и фюзеляжа ВКС рассматривались следующие материалы: окисная

керамика (двуокись кремния, окись алюминия, двуокись циркония), карбиды и нитриды, покрытые или непокрытые тугоплавкие металлы (молибден, ниобий, тантал, вольфрам и т. п.), блочный графит и углерод, армированный углеродным волокном. Некоторые характеристики, на основе которых можно видеть все преимущества использования материала RCC для подсистемы LESS, представлены в табл. 4.

Производство материала RCC начинается с подготовки партии обычного слоистого фенопласта и графитовой ткани из вискозы, которая используется в качестве армирующего материала. Вулканизированная и довулканизированная партия исходного материала подвергается пиролизу в герметичной реторте с коксовым наполнителем. После удаления всех неуглеродистых компонентов получается матрица с большой пористостью. Плотность матрицы в дальнейшем повышается посредством многократной пропитки под давлением фурфуроловым спиртом и пиролизом. Повышение плотности материала проверяется его испытаниями на изгиб и определением степени ослабления им ультразвуковых волн. Технологический цикл пропитки повторяется до получения требуемой плотности и прочности материала RCC.

Упрочненные образцы подвергаются процессу поверхностного науглероживания. Затем на поверхность полностью науглероженного материала наносится смесь карборунда, окиси алюминия, силикона с металлическим наполнителем, и в среде аргона производится цикл термообработки при температуре  $1650^\circ\text{C}$ . Внешняя поверхность слоистого углепластика толщиной 0,05—0,1 см превращается в карборунд, однако из-за различных коэффициентов теплового расширения карборунда и подложки в слое карборунда образуются микротрещины, что требует обеспечения дополнительной защиты от окисления. Пропитка под давлением ортосиликатом тетраэтила и нагрев до высоких температур приводят к отложению двуокиси кремния в порах слоисто-

Таблица 4

Характеристики материалов, выбранных для исследования возможности использования в подсистеме теплозащиты LESS на носках крыла и фюзеляжа ВКС

Материалы	Прочность и жесткость при $1650^\circ\text{C}$	Коэффициент теплового расширения	Стойкость к окислению	Работоспособность при повреждении	Готовность к применению
Окисная керамика	Хорошая для $\text{Al}_2\text{O}_3$ и $\text{ZrO}$	Низкий для $\text{SiO}_2$	Высокая	Низкая	Высокая для $\text{SiO}_2$ , $\text{Al}_2\text{O}_3$ ввиду опыта работ по созданию обтекателей РЛС ракет; недостаточная для $\text{ZrO}$
Нитриды, карбиды	Средняя	Низкий	Хорошая	Средняя	Недостаточная для покрытия требуемых размеров и сложности
Тугоплавкие металлы без покрытия	»	Высокий	Низкая	Хорошая	Средняя для покрытия требуемых размеров и сложности
Тугоплавкие металлы с покрытием	»	»	Хорошая	Средняя	Недостаточная для покрытия требуемых размеров и сложности
Блочный графит	Хорошая	Низкий	»	»	Недостаточная для сложных тонкостенных систем
Углерод, армированный углеродным волокном (RCC)	»	»	Хорошая для RCC с покрытием	Хорошая	Высокая благодаря предыдущим долгосрочным программам NASA и ВВС США

го углепластика и ограничивают в нем поток кислорода при нагреве во время входа в атмосферу.

**Абляционное покрытие** используется только в зазорах между внешним и внутренним элевонами ВКС, где температуры достигают больших значений и не позволяют использовать теплозащитные плитки даже в течение одного полета. Углерод, армированный углеродным волокном, также не может применяться в этих зонах, поскольку ограниченные габариты не дают возможность увеличить толщину теплоизоляции под материалом RCC до величины, достаточной для ограничения нагрева соответствующего участка конструкции аппарата не более 175°C. В связи с этим для теплозащиты в зазорах между элевонами используется абляционное покрытие AVCOAT 5026-39 HC/G, применявшееся на космическом корабле «Аполлон».

Абляционное покрытие может обугливаться и подвергаться эрозионному разрушению, что позволяет использовать его только в одном полете ВКС. Для удобства замены при подготовке аппарата к новому полету покрытие приклеивается к пластине, прикрепляемой к краю элевона механическим способом.

Абляционный материал содержит эпоксидную новолачную смолу с наполнителем из фенольных микросфер, уменьшающих плотность и теплопроводность, а также смесь волокна из стекла Е и кварцевого волокна для стабилизации поверхности обугливания абляционного покрытия в процессе нагрева при входе в атмосферу. Смола отливается под давлением в сотовый наполнитель с размером сот 0,95 см и плотностью 40 кг/м<sup>3</sup>.

**Высокотемпературная теплоизоляция.** Узлы крепления покрытия RCC и алюминиевой конструкции, на которой оно установлено, должно быть защищено от обратного излучения самого покрытия, нагреваемого до высоких температур при входе аппарата в атмосферу. Для этого в носовой части фюзеляжа ВКС используется защитная высокотемпературная теплоизоляция из окиси алюминия, двуокиси кремния и окиси хрома, обернутая алюмосиликатным волокном. Вдоль носков крыла, где возможно поглощение влаги, теплоизоляция обернута в гофрированную фольгу и герметизирована с помощью точечной сварки. Фольга обеспечивает многократное применение высокотемпературной теплоизоляции при воздействии температур до 1150°C.

## РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ ДЛЯ НОСКОВ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА ВКС МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“

С 1972 г. фирма Воут по заданию головной фирмы Рокуэлл вела исследование, проектирование и изготовление компонентов конструкции носков крыла и фюзеляжа LESS (Leading — Edge Structural Subsystem) для ВКС МВКА «Спейс Шаттл», включая теплозащитный материал RCC (Reinforced Carbon—Carbon) из углерода, армированного углеродным волокном, выдерживающим воздействие температур свыше 1260°C.

Разработка материалов типа углерод—углерод началась в США с 1958 г., продолжалась при реализации проектов создания ракетоплана «Дайна-Сор» и космического корабля «Аполлон» и завершилась созданием полностью углеродного компози-

**Гибкое теплозащитное покрытие многократного применения FRSI** используется для защиты тех участков конструкции ВКС, которые подвергаются воздействию температур ниже 400°C. Это покрытие представляет собой прошитый войлок из ароматического нейлонового волокна номекс, который аналогичен материалу подложки SIP, но менее термостойкий при температурах свыше 400°C. Оно изготавливается в виде листов 0,9×1,8 м и толщиной 0,4 или 0,8 см и покрыта силиконом для обеспечения требуемых тепловых характеристик. Покрытие FRSI приклеивается к обшивке ВКС клеем-герметиком RTV-560 и в течение одного полета может выдерживать воздействие температур до 540°C с последующей заменой потемневших участков при подготовке к повторному полету МВКА «Спейс Шаттл».

**Остекление кабины экипажа ВКС** должно выдерживать большой спектр давлений в течение 100 полетов продолжительностью до 7 суток, иметь хорошую прозрачность и не подвергаться загрязнению. Кроме того, в связи с необходимостью многократного применения ВКС иллюминаторы рассчитаны на воздействие температур свыше 650°C при входе в атмосферу и должны обеспечить безопасность экипажа при соударении с метеорными телами хотя бы в течение одного полета.

Панели остекления имеют трехслойную конструкцию. Благодаря хорошей термостойкости и небольшому расширению двуокиси кремния для наружного слоя остекления используется отожженный плавный кварц. Вследствие небольшого веса и сравнительного низкого коэффициента расширения для внутреннего слоя остекления используется термозакаленный алюмосиликат. Средний слой изготовлен из плавного кварца.

Расчетные характеристики системы теплозащиты многократного применения были в основном успешно подтверждены в ходе первых четырех испытательных полетов МВКА «Спейс Шаттл» в 1981—1982 гг. [1].

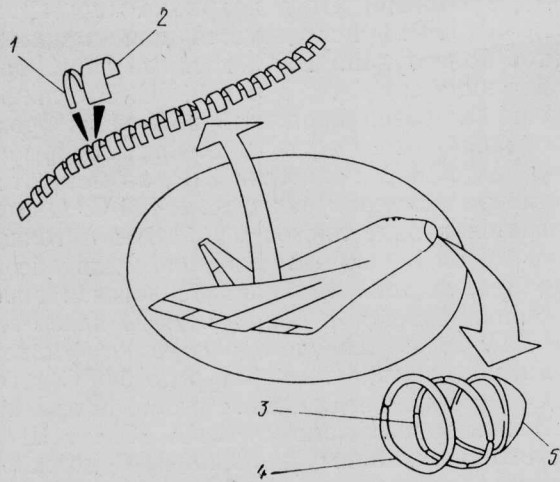
1. Korb L. J., Morant C. A., Calland R. M., Thatcher C. S. The shuttle orbiter thermal protection system. Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1188—1193.

2. Cooper P. A., Holloway P. F. The shuttle tile story. Astronautics and Aeronautics, 1981, v. 19, I, N 1, p. 24—36.

Референт П. И. Качур.

ционного материала RCC, нашедшего применение в подсистеме LESS для МВКА «Спейс Шаттл» [1]. Эта подсистема состоит из носового обтекателя фюзеляжа и сегментов носка крыла ВКС, изготовленных из углерода, армированного углеродным волокном, металлических узлов крепления сегментов покрытия RCC к конструкции ВКС, внутренней теплоизоляции, тепловых барьеров и межсегментных уплотнительных деталей и теплозащитных плиток на поверхности раздела покрытий RCC и RSI (рис. 1).

Носок крыла состоит из 44 сегментов покрытия RCC и Т-образных межсегментных уплотнителей (по 22 на каждой консоли крыла). Носок

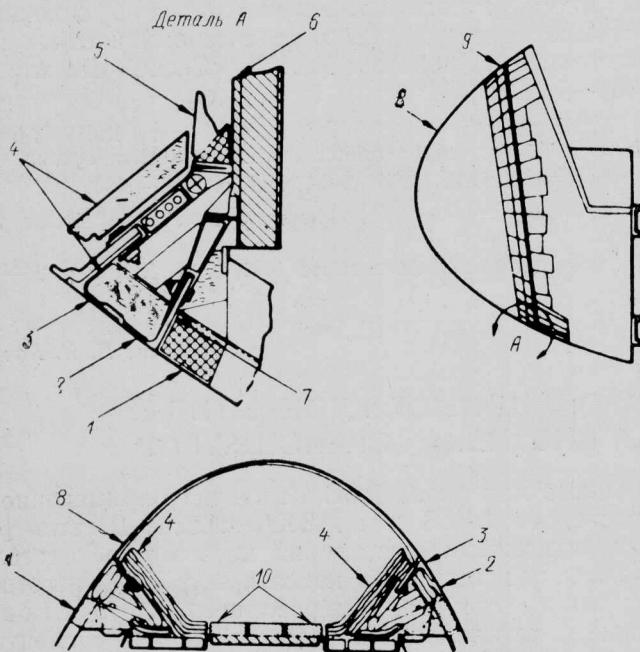


1—межсегментные уплотнительные детали из материала RCC (по 22 детали на правой и левой консолях крыла); 2—сегменты покрытия RCC на носках крыла (по 22 сегмента на правой и левой консолях крыла); 3—уплотнительные детали из материала RCC (одна деталь слева, одна справа, три снизу); 4—уплотнение, компенсирующее тепловое расширение (один сегмент слева, один справа, один снизу); 5—носок фюзеляжа

Рис. 1. Конструкция носков крыла и фюзеляжа ВКС МВКА «Спейс Шаттл» из материала углерод—углерод (RCC)

фюзеляжа состоит из оживальной оболочки из материала RCC и специальных уплотнителей на участках соединения носка с конструкцией носовой части ВКС. Основные компоненты подсистемы LESS носков фюзеляжа и крыла ВКС МВКА «Спейс Шаттл» показаны на рис. 2—3.

Фланцы деталей из композиционного материала RCC крепятся болтами к фитингам из жаропрочного



1—плитки из материала LI-2200, прилегающие к носовому конусу из материала RCC; 2—уплотнение для компенсации теплового расширения из материала RCC; 3—Т-образное уплотнение носка фюзеляжа из материала RCC; 4—внутренняя теплоизоляция из керамической ткани АВ-312 и теплоизоляции дайнафлекс; 5—внутренняя высокотемпературная теплоизоляция (материал LI-2200); 6—перегородка носового конуса; 7—круговой тепловой барьер из керамического волокна АВ-312 и теплоизоляции саффил; 8—носовой конус фюзеляжа ВКС из материала RCC; 9—плитки высокотемпературной системы теплозащиты многократного применения HRSI; 10—теплозащитные плитки из материала LI-2200

Рис. 2. Компоненты носка фюзеляжа ВКС

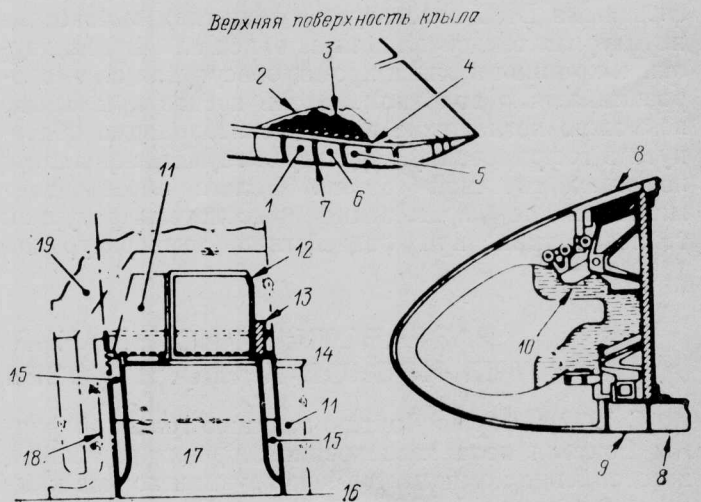
го сплава инконель 718 и коррозионностойкой стали А-286, которые прикреплены к алюминиевым лонжеронам крыла и переднему шпангоуту фюзеляжа аппарата.

Между сопрягающимися панелями носка крыла из материала RCC предусмотрены Т-образные уплотнения для обеспечения возможности теплового расширения панелей и предотвращения воздействия высокотемпературного газового потока на носок крыла при входе ВКС в атмосферу. Сопрягающиеся с материалом RCC алюминиевые и металлические детали защищены от радиационного нагрева внутренней теплоизоляцией. Металлические крепежные фитинги защищены от теплового потока, излучаемого внутренней поверхностью панелей из материала RCC на носке крыла, теплоизоляцией дайнафлекс, заключенной в формованную и сваренную оболочку из жаропрочного сплава инконель.

Внутренняя система теплоизоляции носка фюзеляжа ВКС состоит из прокладок, изготовленных из керамической ткани АВ-312, теплоизоляции саффил и дайнафлекс. Передняя часть фюзеляжа аппарата защищена от теплового потока, излучаемого нагретой внутренней поверхностью носового конуса из материала RCC, плитками высокотемпературного теплозащитного покрытия многократного применения HRSI [2].

Технологический процесс изготовления композиционного материала из углерода, армированного углеродным волокном, достаточно сложен и включает несколько последовательных этапов. Одновременно с изготовлением основной партии материала производятся специальные образцы, используемые для испытаний на разных этапах производства.

Первоначально в форму из эпоксидного стеклопластика, которая соответствует конфигурации конструктивного компонента подсистемы LESS, укладывается переплетенная графитовая ткань с оди-



1—панель № 16 передней кромки крыла из материала RCC; 2—образец для испытаний; 3—высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения HRSI; 4—панель, прилегающая к передней кромке крыла; 5—имитируемая панель № 18 передней кромки крыла; 6—панель № 17 передней кромки крыла из материала RCC; 7—Т-образное уплотнение № 17 передней кромки крыла из материала RCC; 8—теплозащитные плитки из материала LI-2200; 9—фитинги из материала инконель 718; 10—теплозащитная плитка с плотностью 144 кг/м<sup>3</sup>; 11—алюминиевая трубка; 12—волокно номекс; 13—внутренняя ось; 14—заполнитель зазора из керамического волокна АВ-312 и теплоизоляции саффил; 15—внешняя ось; 16—теплозащитная плитка с плотностью 352 кг/м<sup>3</sup>; 17—материал RCC передней кромки крыла; 18—теплоизоляция инкофлекс

Рис. 3. Компоненты носка крыла ВКС

наковой прочностью по основе, пропитанная фенольной смолой. Толщина укладки графитовой ткани изменяется от 19 слоев (в области внешней обшивки) до 38 слоев (в области узлов крепления к основной конструкции аппарата). Затем деталь формируют в вакуумном мешке и отверждают в автоклаве 8 ч при температуре 150°C. После зачистки проводят рентгеновскую и ультразвуковую дефектоскопию для обнаружения дефектов полимеризации детали и выдерживают ее в печи при температуре 260°C в течение 7 суток. Длительный нагрев и охлаждение необходимы для того, чтобы предотвратить возможные деформации и расслаивание материала.

На следующем этапе проводится начальный пиролиз детали, которая устанавливается в стальную реторту с упрочненной арматурой, заполняемую обожженным коксом, и выдерживается в течение 70 ч при температуре 815°C. При этом фенольная смола превращается в чистый углерод. В процессе пиролиза смола образует множество взаимосвязанных пор для выхода испаряющегося вещества. Полученный легкий пористый материал с пределом прочности на изгиб 210—250 кгс/см<sup>2</sup> имеет обозначение RCC-0.

Для уплотнения материала RCC-0 проводят три цикла пропитки и пиролиза. Деталь пропитывается фурфуроловым спиртом в вакуумном мешке, отверждается в автоклаве 2 ч при температуре 150°C, затем выдерживается 32 ч при температуре 200°C и подвергается пиролизу в течение 70 ч при температуре 815°C. После проведения трех таких циклов материал получает обозначение RCC-3, а его прочность на изгиб при комнатной температуре увеличивается до 1265 кгс/см<sup>2</sup>. Затем в детали из материала RCC-3 сверлятся крепежные отверстия, после чего наносится защитное покрытие из карбида кремния.

Вначале на деталь наносится диффузионное покрытие в среде аргона при 1650°C в течение 16 ч с использованием диффузионного металлатора, состоящего из смеси порошков: 10% алюминия, 30% кремния и 60% карбида кремния. В процессе нанесения покрытия наружные слои композиционного материала RCC превращаются в карбид кремния.

С помощью автоматической системы обжиг каждой детали точно дублируется для обеспечения однородности состава. Для устранения микротрещин, образовавшихся за счет разницы в коэффициентах теплового расширения карбида кремния и материала углерод—углерод в процессе охлаждения после нанесения покрытия, деталь покрывают мелкой сеткой и пропитывают тетраэтилортосиликатом (TEOS) в вакуумном мешке. После 5 циклов пропитки компонентом TEOS деталь извлекается из мешка и подвергается отверждению при температуре 315°C. При этом выделяются все углеводороды, находящиеся в свободном состоянии, а микротрещины заполняются двуокисью кремния, что увеличивает стойкость композиционного материала к окислению.

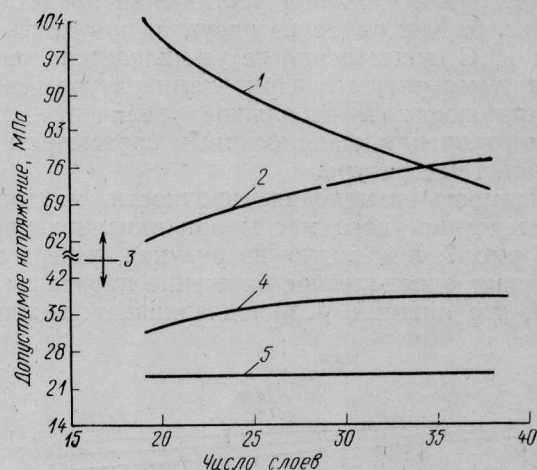
Для контроля качества деталей из композиционного материала RCC после каждой технологической операции производится взвешивание. Применяются такие неразрушающие методы контроля, как визуальная проверка, легкое простукивание, рентгеновская, ультразвуковая и электроиндуктивная де-

фектоскопия. Кроме того, применяются разрушающие методы контроля. Образцы из материала RCC, полностью прошедшие технологический цикл производства, используются для определения прочностных и тепловых характеристик готовых деталей.

#### ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРИАЛА RCC

**Механические свойства.** Всем компонентам из материала RCC необходимо иметь соответствующую прочность при расчетной температуре, так как они должны выдерживать в полете аэродинамические нагрузки в течение всего расчетного срока эксплуатации. Минимальные механические свойства каждого компонента гарантируются на основе статистического анализа выборочных данных с 99%-ной надежностью при 95%-ном доверительном интервале.

На рис. 4 приведена зависимость влияния толщины слоев материала RCC, находящегося при



1—сжатие; 2—изгиб; 3—разрыв в шкале; 4—растяжение; 5—сдвиг в плоскости материала  
Рис. 4. Влияние числа слоев материала RCC на напряжение при растяжении, сжатии, изгибе и сдвиге (при комнатной температуре после изготовления)

комнатной температуре сразу же после изготовления, на допустимые значения расчетных напряжений при растяжении, сжатии, изгибе и сдвиге.

На рис. 5 приведена зависимость влияния толщины слоев материала RCC, пропитанного компонентом TEOS и находящегося при комнатной тем-

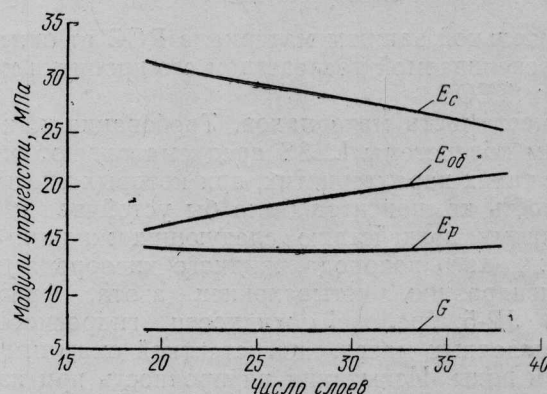


Рис. 5. Влияние числа слоев материала RCC на секущие модули упругости (при комнатной температуре после изготовления); E<sub>p</sub>, E<sub>c</sub>, E<sub>об</sub> и G — соответственно модули упругости при растяжении, сжатии, объемный и сдвига)

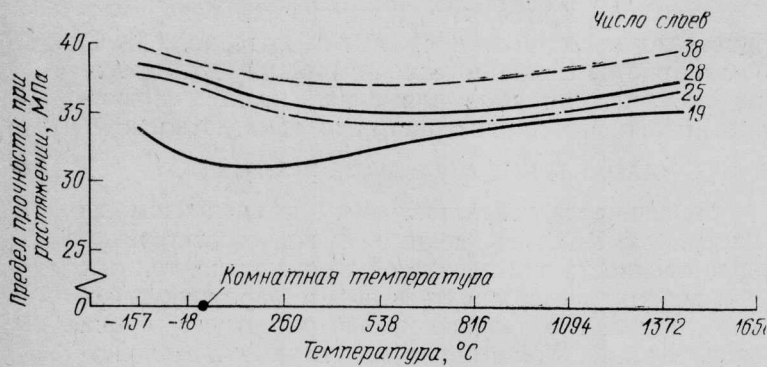


Рис. 6. Влияние температуры на характеристики прочности материала RCC из слоев графитовой ткани

пературе сразу же после изготовления, на величину модуля упругости.

Влияние температуры на характеристики прочности материала RCC при растяжении представлено на рис. 6. Как видно из рисунка, прочность материала RCC существенно не уменьшается при изменении температуры. При температуре свыше 1425°C наблюдается небольшое увеличение прочности по сравнению с аналогичным параметром при комнатной температуре.

Зависимость изменения прочности материала RCC вследствие уноса массы при окислении показана на рис. 7. Как видно из рисунка, потеря массы вызывает определенное снижение прочности материала, что лишний раз подчеркивает важность

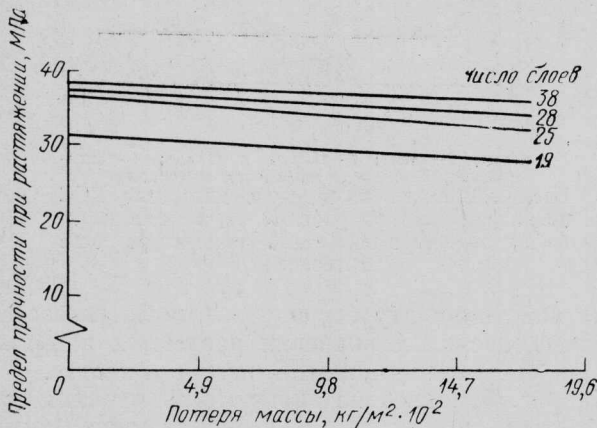


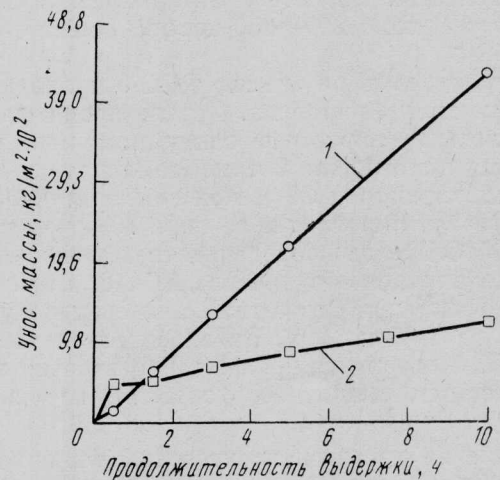
Рис. 7. Изменение прочности материала RCC вследствие уноса массы

дополнительной защиты материала RCC от окисления, обеспечиваемой посредством его пропитки компонентом TEOS.

**Совместимость материалов.** Требования к компонентам подсистемы LESS предусматривают обеспечение таких характеристик, при которых внешняя поверхность компонентов была бы устойчива к переменному воздействию следующих жидких веществ: жидкого водорода, жидкого кислорода, монометилгидразина, четырехоксида азота, фреона, топлива JP-5, рабочей жидкости гидросистемы ВКС, смазочных масел, консистентной смазки, гидразина и воды. Испытания на прочность при изгибе и с использованием плазменно-дуговой установки показали, что основные характеристики носка крыла из композиционного материала RCC не изменяются при воздействии вышеупомянутых жидкостей и других веществ.

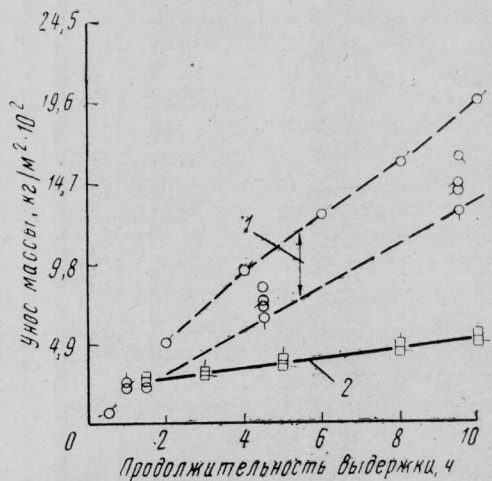
**Тепловые свойства.** Одной из наиболее важных задач программы создания компонентов подсистемы LESS из материала RCC была разработка материала, который мог бы без замены выдержать многократный вход в атмосферу. Хотя компоненты из материала RCC имеют защитное покрытие из карбида кремния, они могут в широком диапазоне температур терять массу без очевидного повреждения своей внешней поверхности. Микрофотоснимки поверхностей испытанных образцов из углерода, армированного углеродным волокном, показали на образование ряда микротрещин. Некоторые из них образуются по всей толщине покрытия и заканчиваются на границе соединения покрытия с основным материалом. После испытания в условиях конвективного или лучистого нагрева на образцах имелись раковины в зоне соединения покрытия с основным материалом.

Для определения подповерхностного уноса массы образцов из материала RCC при воздействии высоких температур NASA и фирма Боут провели их испытание на окисление в воздушной среде в ши-



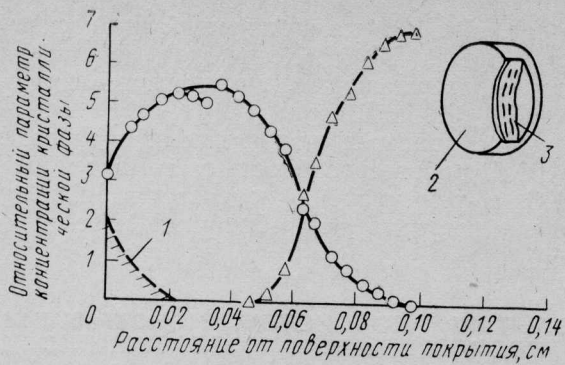
1—материал RCC без пропитки компонентом TEOS; 2—материал RCC с пропиткой компонентом TEOS

Рис. 8. Унос массы материала RCC при испытании в плазменно-дуговой установке (982°C;  $0,05 \times 10^5$  Па)

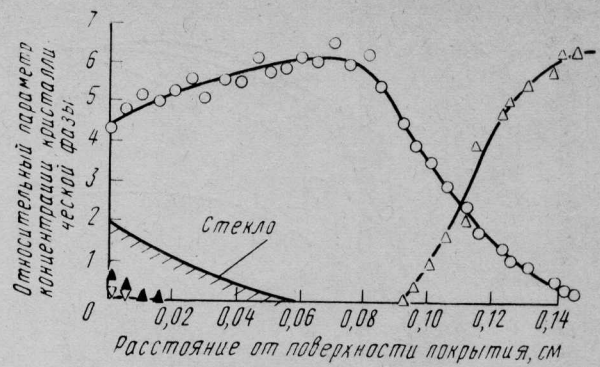


1—материал RCC без пропитки компонентом TEOS; 2—материал RCC с пропиткой компонентом TEOS

Рис. 9. Унос массы материала RCC при испытании на установку для лучистого нагрева (982°C;  $0,05 \times 10^5$  Па)



○ — карбид кремния; △ — углерод;  
1 — стекло; 2 — покрытие карбид кремния (карборунд);  
3 — графитовая подложка  
Рис. 10. Химический состав образцов материала RCC с пропиткой компонентом TEOS до испытаний в плазменно-дуговой установке



○ — карбид кремния; △ — углерод; ▲ — двуокись кремния (кварц); ▽ — двуокись кремния (кristобалит)  
Рис. 11. Химический состав образцов материала RCC с пропиткой компонентом TEOS после испытания в плазменно-дуговой установке в течение 10 ч (982°C;  $0,05 \times 10^5$  Па)

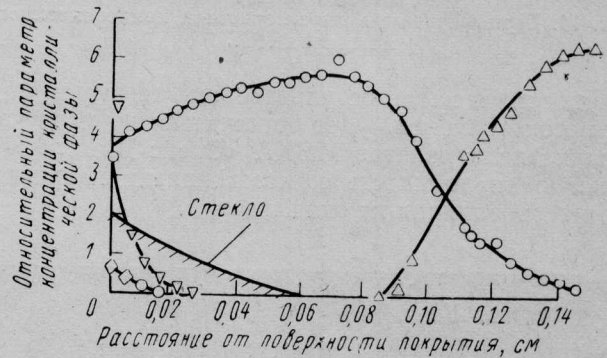
роком интервале температур и давлений. Испытания проводились с применением плазменно-дуговых установок (при температурах 815—1870°C и давлении 0,01—0,10 Па) и стенов для имитации лучистого нагрева (при температурах 427—1425°C и давлении 0,01—1,0 Па). Результаты характерного уноса массы образцов из материала RCC в этих испытаниях приведены на рис. 8 и 9. Сравнение результатов испытаний показывает, что при пропитке материала RCC тетраэтилортосиликатом (компонентом TEOS) улучшается защита углерода от окисления, скорость уноса массы существенно снижается и срок службы детали увеличивается.

На рис. 10—12 представлены результаты химического анализа по толщине до и после испытаний в плазменно-дуговой установке образцов материала RCC с пропиткой компонентом TEOS, а также показано распределение диффузии для карбида кремния, углерода и стекла. Перед испытанием в плазменно-дуговой установке наличие кристаллической фазы двуокиси кремния было обнаружено на глубине 0,02 см. После 10-часовой выдержки образца в плазменно-дуговой установке кварцевое стекло частично трансформировалось в кристобалит и кварц (см. рис. 11 — 982°C; рис. 12 — 1232°C).

На основе данных уноса массы была построена нормализованная зависимость скорости уноса массы от температуры в условиях лучистого нагрева (рис. 13)\*. Из рис. 13 видно, что значительное уменьшение уноса массы основного материала RCC наблюдается при его пропитке компонентом TEOS и это, в свою очередь, обеспечивает более высокие эксплуатационные характеристики.

**Термофизические свойства.** Композиционный материал RCC является неоднородным и анизотропным материалом, поэтому его теплопроводность зависит от направления теплового потока относительно слоев. Кроме того, на теплопроводность влияет и унос массы в результате окисления основного материала, и возникающая при этом дополнительная пористость.

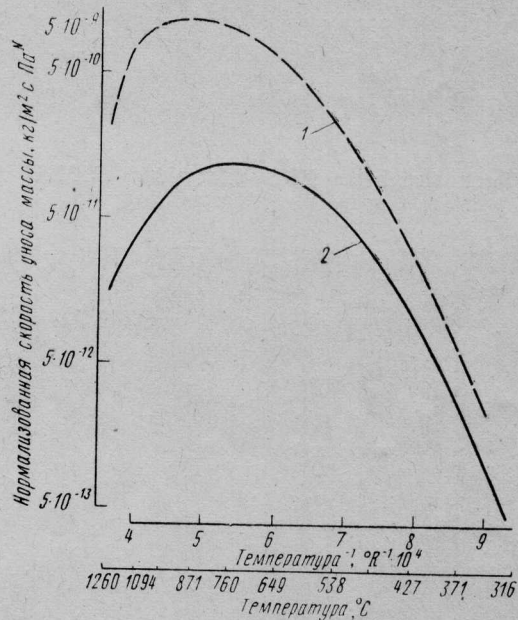
Результаты изучения термофизических характеристик материала RCC представлены на рис. 14. Для упрощения теплового моделирования не учитывались изменения теплопроводности, возникаю-



○ — карбид кремния; △ — углерод; ▽ — двуокись кремния (кristобалит); ◇ — двуокись кремния (тридимит)  
Рис. 12. Химический состав образцов материала RCC с пропиткой компонентом TEOS после испытания в плазменно-дуговой установке в течение 10 ч (1232°C;  $0,05 \times 10^5$  Па)

щие из-за разного количества слоев в основном материале.

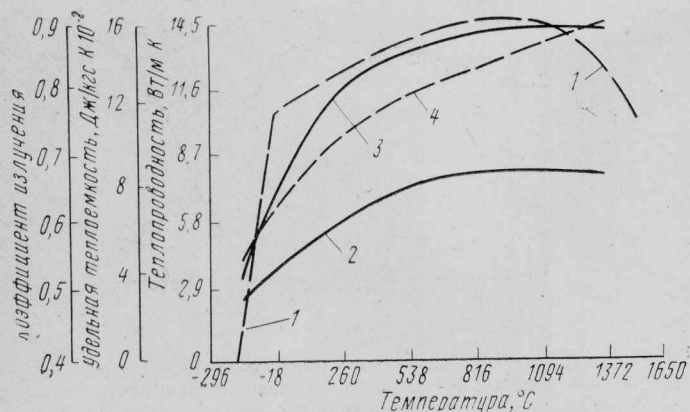
Результаты термофизических испытаний показали, что теплопроводность материала RCC снижает-



1 — материал RCC без пропитки компонентом TEOS; 2 — материал RCC с пропиткой компонентом TEOS

Рис. 13. Зависимость нормализованной скорости уноса массы от температуры в условиях лучистого нагрева

\* Curry D. M., Scott H. C. and Webster C. N. Material characteristic of Space Shuttle reinforced carbon-carbon. Presented at the 24 th National SAMPE Symposium, San Francisco, Calif., May 8—10, 1979.



1—коэффициент излучения; 2—теплопроводность при тепловом потоке, перпендикулярном слоем материала; 3—теплопроводность при тепловом потоке, параллельном слоем материала; 4—удельная теплоемкость

Рис. 14. Термофизические характеристики композиционного материала RCC

ся с уносом массы, в результате чего температура у точек его крепления будет понижаться по мере увеличения числа полетов МВКА «Спейс Шаттл». На удельную теплоемкость и коэффициент излучения унос массы влияния не оказывает.

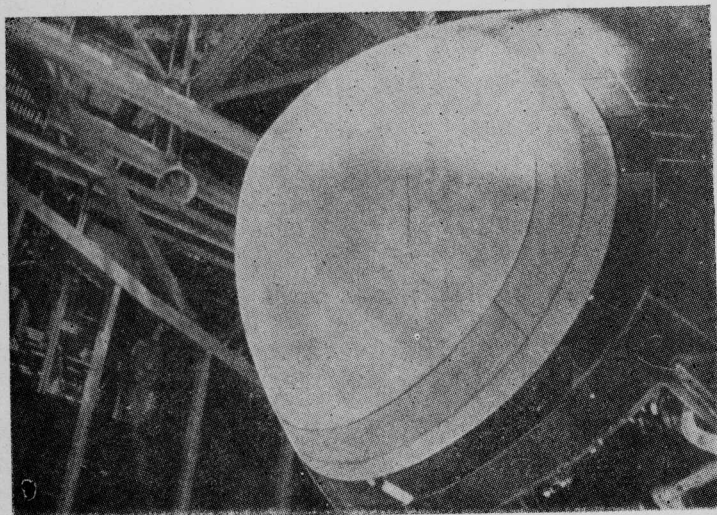


Рис. 15. Носок фюзеляжа ВКС «Колумбия» МВКА «Спейс Шаттл» после входа в атмосферу

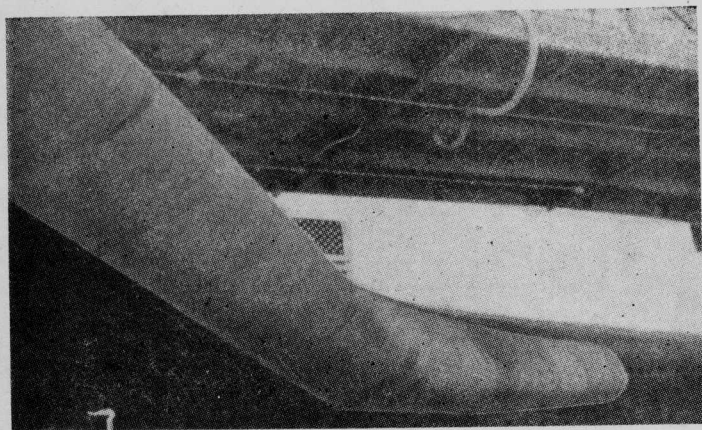


Рис. 16. Носок крыла ВКС «Колумбия» МВКА «Спейс Шаттл» после входа в атмосферу

На рис. 15 и 16 показан внешний вид носков фюзеляжа и крыла ВКС «Колумбия» из материала RCC после завершения первого испытательного полета МВКА «Спейс Шаттл» [1].

Наряду с данными, полученными в первом полете МВКА, работоспособность системы теплозащиты ВКС, в том числе и подсистемы LESS, подтверждена результатами обширных наземных испытаний.

#### ИСПЫТАНИЯ ПОДСИСТЕМЫ КОНСТРУКЦИИ НОСКОВ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА ВКС

Программа испытаний подсистемы LESS включала три этапа: испытания для определения характеристик материала, испытания в период проведения проектно-конструкторских работ и квалификационные испытания подсистемы в целом.

Данные, полученные по программе испытаний, использовались в работе над созданием конструкции носков крыла и фюзеляжа ВКС и для сертификации подсистемы LESS. На первом этапе были получены данные об основных характеристиках материала, на основе которых велся анализ конструкции и определялись допустимые прочностные характеристики. На втором этапе испытаниям подвергались отдельные компоненты из материала RCC для определения возможности герметизации зазоров между теплозащитными панелями из этого материала и поверхностями раздела теплозащитных покрытий RCC и RSI, а также проверки различных концепций крепления.

Квалификационные испытания подсистемы LESS на третьем этапе проводились для проверки характеристик не только компонентов из материала RCC, но и всех других деталей, входящих в систему носового конуса и носков крыла. Эти испытания включали имитацию трех последовательных критических условий полета МВКА: воздействие акустических нагрузок при старте аппарата, тепловой нагрев в орбитальном полете и при входе в атмосферу, аэродинамические нагрузки.

Цель испытаний заключалась в проверке методов аналитического моделирования, срока службы компонентов, сборки конструкции, ее прочности, а также демонстрации необходимого расширения и сжатия различных компонентов подсистемы LESS. Ниже рассмотрены тепловые квалификационные испытания опытных образцов носового конуса и носков крыла ВКС, которые проводились для получения сертификата летной годности при подготовке МВКА «Спейс Шаттл» к первому орбитальному полету.

Опытный образец носового конуса (рис. 17), предназначенный для квалификационных испытаний, состоял из полностью укомплектованной сборки, включавшей переднюю оболочку из материала RCC, Т-образное уплотнение и уплотнение для обеспечения теплового расширения, внутренние теплоизоляционные прокладки, панели, прилегающие к фюзеляжу, и конструкцию передней части фюзеляжа.

Опытный образец носка крыла (рис. 18), предназначенный для квалификационных испытаний, включал две панели № 16 и 17 из материала RCC, правую консоль крыла и Т-образное уплотнение между ними. Использовались все фитинги крепления материала RCC, теплоизоляционные прокладки



переднего лонжерона крыла, теплоизоляция крепежных фитингов и часть конструкции крыла. Около внешних стенок панелей № 16 и 17 были установлены прилегающие теплоизоляционные панели. На некоторых частях переднего лонжерона была установлена дополнительная теплоизоляция.

Опытные образцы носового конуса и носка крыла испытывались в космическом центре им. Джонсона на установке RHTF (Radiant Heat Test Facility), предназначенной для проверки теплозащитных материалов на воздействие лучистого нагрева. Установка RHTF мощностью 5 МВт представляет собой термовакуумную высотную камеру с углеродными электронагревателями, примыкающими к внешней оболочке с водяным охлаждением, и специальными обтекателями для охлаждения испытываемого образца. Опытные образцы подвешивались на верхней рельсовой направляющей, которая позволяла вводить образец в зону нагревателей, а затем перемещать его в процессе испытания из зоны расположения нагревателей к охлаждаемым обтекателям. Перемещения и охлаждение образцов при испытаниях хронометрировались для более точного моделирования изменения температур на поверхности материала RCC и обеспечения их соответствия расчетным температурным режимам.

Углеродные электронагреватели выполняли функции источника лучистого нагрева, используемого для моделирования тепловых условий при входе ВКС в атмосферу. Мощность нагревателей контролировалась сигналами ЭВМ по данным волоконно-оптических температурных датчиков фирмы Ванцетти, которые регистрировали температуры на поверхности теплозащитных покрытий RCC и HRSI испытываемого образца. Значения реальных температур сравнивались с расчетными данными, и по величине рассогласования проводилась коррекция мощности нагревателя.

Система управления давлением высотной камеры могла функционировать в среде газообразного азота или в воздушной среде. Тепловые сертификационные испытания при подготовке к первому орбитальному полету МВКА были проведены в неокисляющей среде газообразного азота, так как на этом этапе программы центр космических полетов им. Джонсона располагал нагревателями без защитного покрытия. Дальнейшие испытания по определению срока службы теплозащитного покрытия RCC должны быть проведены в окисляющей воздушной среде.

На рис. 19 и 20 представлены значения температур и давлений, которые имитировались при испытаниях опытных образцов носков крыла и фюзеляжа ВКС.

На испытываемых образцах было установлено около 200 датчиков, в число которых входили термометры, волоконно-оптические датчики, радиометры и датчики давления. Перед каждой серией испытаний производились проверка и калибровка измерительной аппаратуры. В процессе каждого испытания все данные записывались на магнитную ленту в реальном масштабе времени, а для контроля тепловых характеристик испытываемого изделия и давления в камере использовался дисплей на электронно-лучевой трубке, также работающей в реальном масштабе времени. Испытательное оборудование и система контроля окружающей среды были

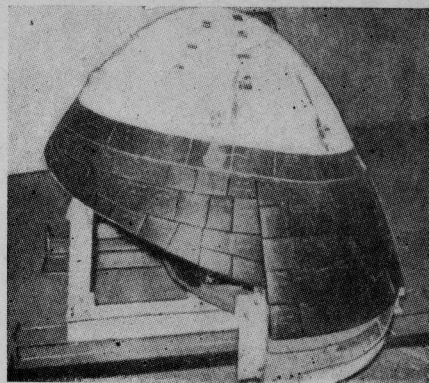


Рис. 17. Опытный образец носка фюзеляжа ВКС МВКА «Спейс Шаттл»

отрегулированы таким образом, что ЭВМ автоматически прекращала испытание, когда параметры в камере или тепловые характеристики испытываемого образца на критических участках превышали заранее установленный допуск.

Для моделирования тепловых квалификационных испытаний подсистемы LESS были разработаны тепловые математические модели TMSSM (Thermal Mathematical Systems Simulation Models), трехмерные для носового конуса и двумерные для носка крыла. Для оценки конструкции были разработаны также математические тепловые модели для сертификации ее отдельных компонентов, которые использовались при составлении прогнозов перед испытаниями.

Все тепловые математические модели подсистемы и ее отдельных компонентов проверялись посредством сравнения с результатами квалификационных испытаний и корректировались при необходимости. Затем эти модели использовались для получения сертификата летной годности подсистемы

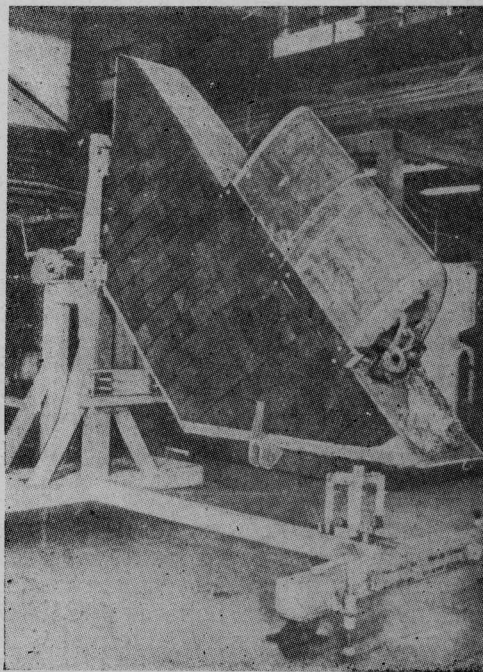
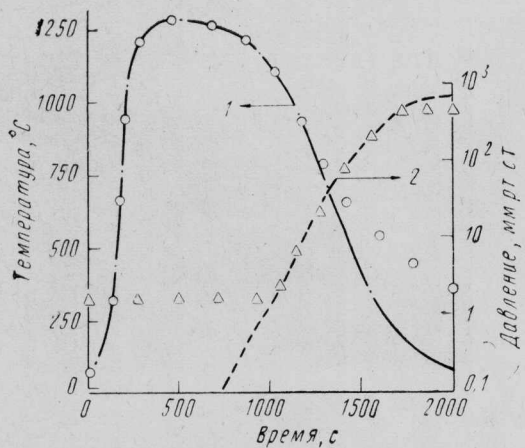
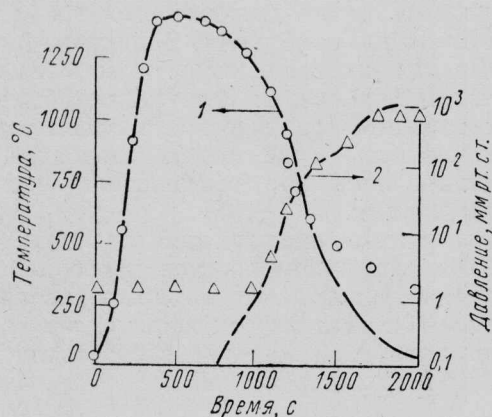


Рис. 18. Опытный образец носка крыла ВКС МВКА «Спейс Шаттл»



— — — заданное изменение температуры материала RCC; ○ — максимальные данные, зарегистрированные волоконно-оптическими температурными датчиками фирмы Ванцетти; — — — заданное изменение давления в высотной камере; △ — результаты испытаний  
1 — температура материала RCC; 2 — давление в камере

Рис. 19. Максимальные значения температур и давлений при испытании носка фюзеляжа

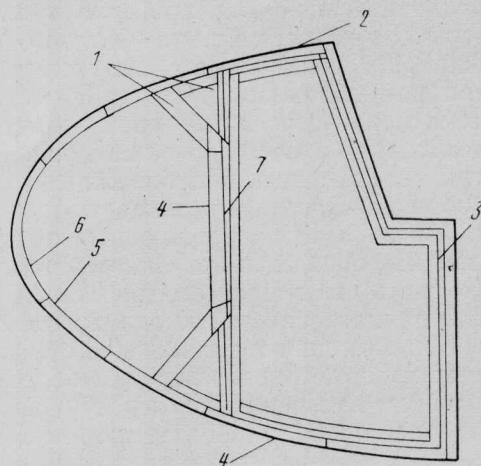


— — — заданное изменение температуры нагрева материала RCC; ○ — данные, зарегистрированные волоконно-оптическими температурными датчиками фирмы Ванцетти; — — — заданное изменение давления в высотной камере; △ — результаты испытаний  
1 — температура материала RCC; 2 — давление в камере

Рис. 20. Максимальные значения температуры и давления при испытании носка крыла Т-35

В первом орбитальном полете первые 1000 с после входа ВКС в атмосферу не работал бортовой самописец блока измерительной аппаратуры для летных испытаний и максимальные температуры на поверхности теплозащитного покрытия RCC не были зарегистрированы.

Перед первым полетом МВКА «Спейс Шаттл» на подсистеме LESS ВКС «Колумбия» было уста-

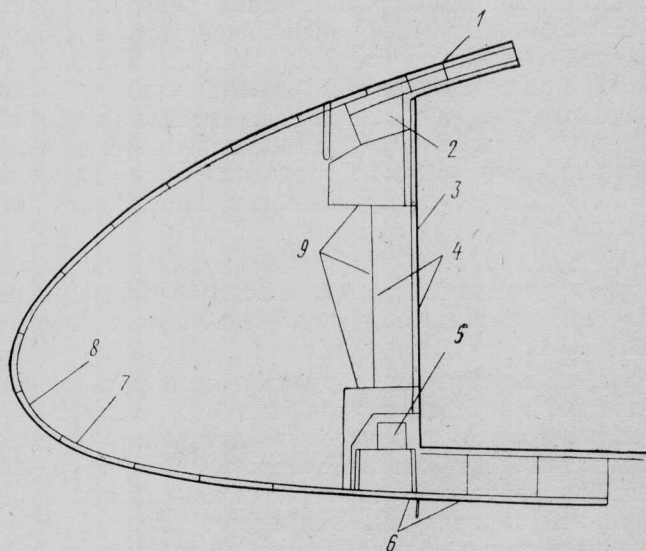


1 — типовая узловая точка «конструкция — теплоизоляция»; 2 — низкотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения LRSI; 3 — алюминий; 4 — высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения HRSI; 5 — типовая узловая точка материала RCC; 6 — углерод, армированный углеродным волокном; 7 — смотровая панель перегородки

Рис. 21. Математическая модель носка фюзеляжа

новлено 56 датчиков бортовой измерительной аппаратуры для летных испытаний DFI (Development Flight Instrumentation) (рис. 23).

Для проверки результатов расчета на начальном этапе программы в высокоскоростной аэродинамической трубе были проведены испытания модели ВКС и моделей его компонентов. Изменение рас-



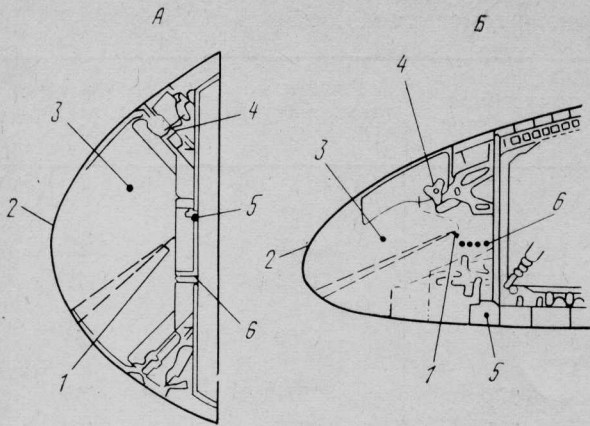
1 — низкотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения LRSI; 2 — верхняя смотровая панель; 3 — передний алюминиевый лонжерон; 4 — типовая узловая точка «конструкция — теплоизоляция»; 5 — нижняя смотровая панель; 6 — высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения HRSI; 7 — типовая узловая точка материала RCC и углерода, армированного углеродным волокном; 8 — углерод, армированный углеродным волокном; 9 — теплоизоляция

Рис. 22. Математическая модель носка крыла

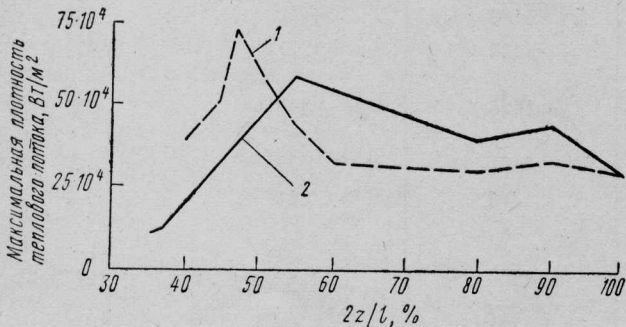
мы LESS при подготовке к первому орбитальному полету МВКА «Спейс Шаттл». Математические модели для моделирования носков фюзеляжа и крыла представлены на рис. 21 и 22.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПОДСИСТЕМЫ LESS В ПЕРВОМ ОРБИТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ МВКА «СПЕЙС ШАТТЛ»

Программа летных испытаний ВКС предусматривала проверку тепловых характеристик, конструкции и возможности использования подсистемы LESS в эксплуатационных полетах МВКА «Спейс Шаттл». Проверка сопровождалась визуальными осмотрами после завершения полета, техническим анализом, оценками и сравнениями полетных данных с прогнозами и оценками данных квалификационных испытаний.



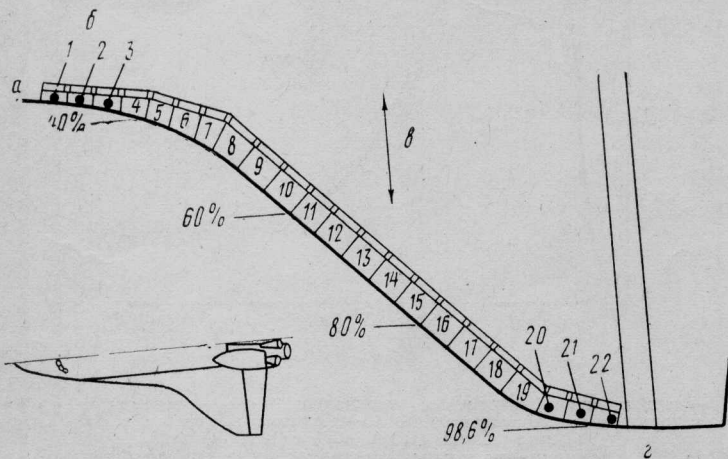
А—нос фюзеляжа; Б—нос крыла  
 1—радиометр; 2—углерод, армированный углеродным волокном; 3—область давления; 4—термопара на узле крепления; 5—высокотемпературное теплозащитное покрытие многократного применения HRSI; 6—внутренняя термопара  
 Рис. 23. Расположение датчиков бортовой измерительной аппаратуры DFI (месторасположение термопар в % полуразмаха крыла: 40, 55, 80, 98,6; условия испытаний: использование панелей максимального размера, воздействие максимальных аэродинамических, акустических нагрузок и теплового нагрева)



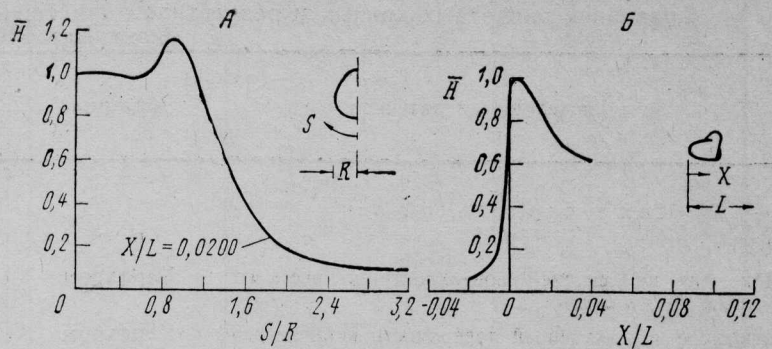
1—первый орбитальный полет МВКА «Спейс Шаттл»; 2—номинальное расчетное значение  
 Рис. 24. Изменение плотности теплового потока на носке крыла ВКС

четного удельного теплового потока у носка крыла ВКС представлено на рис. 24.

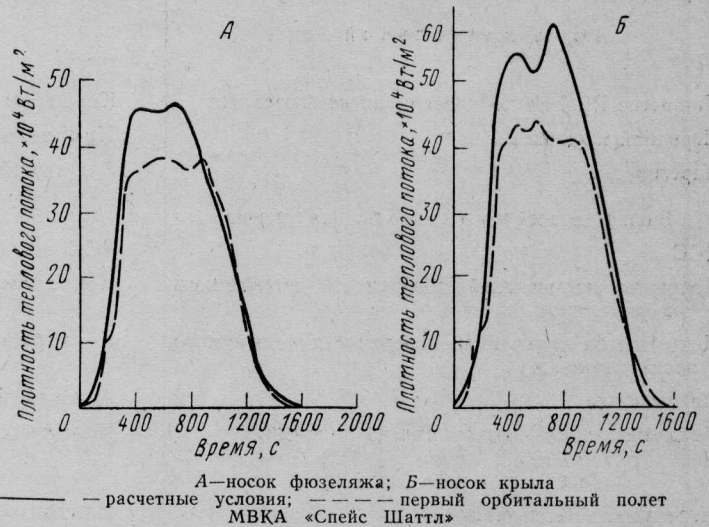
Уровни теплового потока у носка крыла и его распределение на всех участках крыла типа «двойная дельта» были получены на основе результатов



а—распределение контрольных точек по полуразмаху крыла ВКС; б—номера панелей материала RCC; в—область двойного скачка уплотнения; г—ось шарнирной подвески элевона  
 Рис. 25. Носок крыла ВКС МВКА «Спейс Шаттл»



А—верхняя поверхность фюзеляжа; Б—нижняя поверхность фюзеляжа  
 Рис. 26. Распределение плотности теплового потока на носке фюзеляжа ВКС ( $\bar{H}$  — местное значение плотности теплового потока, отнесенное к значению в плоскости симметрии ВКС)



А—нос фюзеляжа; Б—нос крыла  
 — расчетные условия; - - - первый орбитальный полет МВКА «Спейс Шаттл»  
 Рис. 27. Динамика плотности теплового потока на поверхности носков фюзеляжа и крыла при входе в атмосферу

испытаний модели ВКС в аэродинамической трубе (рис. 25).

Распределение теплового потока на поверхности носка фюзеляжа ВКС показано на рис. 26. Типовые изменения удельного теплового потока на поверхности подсистемы LESS при входе в атмосферу показаны на рис. 27.

В связи с трудностями установки термопар в панели из материала RCC на носках крыла и фюзеляжа ВКС, для контроля температурных условий при входе в атмосферу были разработаны и использованы оптические радиометры.

Сравнение расчетных данных и результатов квалификационных испытаний приведено в табл. 1—3.

Анализ полученных в первом испытательном полете данных показал, что реальные температурные условия близки к расчетным, а максимальная температура на носке фюзеляжа составляла 1315—1371°C. Сравнение расчетных и реальных температур на поверхности носка фюзеляжа ВКС из материала RCC приведено на рис. 28.

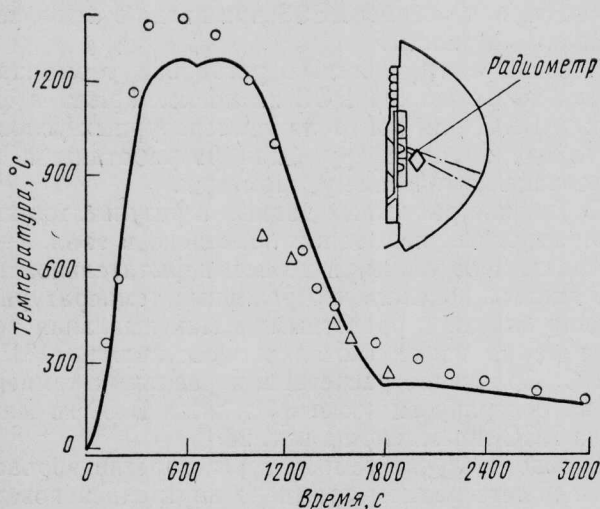
В общем случае температуры, зарегистрированные в полете радиометрами на внутренней поверхности материала RCC, получились на 149—427°C ниже расчетных. Однако показания этих радиометров не соответствовали данным анализа тепловой модели и испытаний. В связи с этим оценку максимальной температуры носового конуса произвели следующим образом.

Сравнение расчетных данных и результатов квалификационных испытаний образца Т-5 носка фюзеляжа ВКС

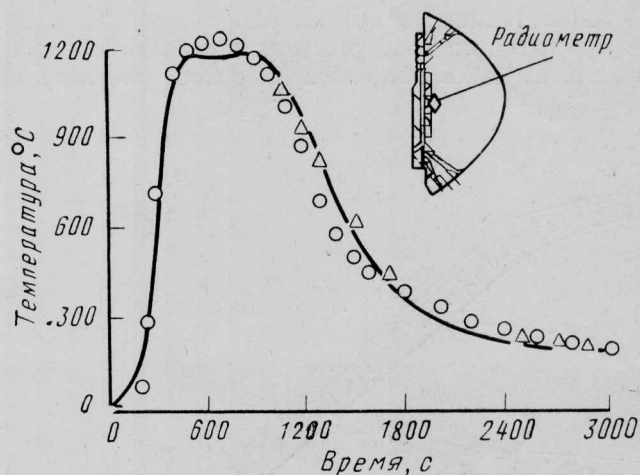
Зона расположения датчиков	Материал	Максимально допустимая температура, °С	Расчетные температуры, °С	Результаты испытаний, °С
Ниже продольной оси				
RCC	RCC	1482	1426	1426
Покрытие на внешней поверхности конического носка фюзеляжа	Керахром	1426	1293	1177
Покрытие на внутренней поверхности конического носка фюзеляжа	Керахром	1426	460	454
Передний крепежный болт	Инконель 718	677	571	605
Задний крепежный болт	Инконель 718	677	367	427
Перегородка	Алюминий	177	120	126
Выше продольной оси				
RCC	RCC	1482	843	843
Покрытие RCC на коническом носке фюзеляжа	Керахром	1426	1248	1007
Передний крепежный болт	Инконель 718	677	339	309
Перегородка	Алюминий	177	101	81
Зона максимального нагрева				
RCC	RCC	1482	1282	1282
Покрытие на внешней поверхности конического носка фюзеляжа	Керахром	1426	1271	1232
Покрытие на внутренней поверхности конического носка фюзеляжа	Керахром	1426	449	371
Перегородка	Алюминий	177	110	127
Подкрепляющая конструкция из полиимида	Полиимид	316	154	204
Технологический люк				
Поверхность теплоизоляции	Плитки RSI	1260	1282	1227
Силовой набор	Алюминий	177	119	107

Поскольку значения максимальных температур материала RCC в первом орбитальном полете зарегистрированы не были из-за временного отказа бортового самописца, было произведено сравнение рас-

четной температуры теплозащитных плиток у смотровой панели перегородки носка фюзеляжа с данными первого орбитального полета аппарата и квалификационных испытаний. Это сравнение под-



△ — результаты первого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл»; — результаты математического моделирования; ○ — данные квалификационных испытаний  
Рис. 28. Сравнение расчетных и зарегистрированных в первом орбитальном полете МВКА температур на поверхности носка фюзеляжа ВКС из материала RCC



○ — данные квалификационных испытаний; — результаты математического моделирования; △ — результаты первого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл»

Рис. 29. Сравнение расчетных и зарегистрированных в первом орбитальном полете МВКА температур на поверхности теплозащитных плиток у створки перегородки носка фюзеляжа

Таблица 2

Сравнение расчетных данных и результатов квалификационных испытаний образца Т-35 носка крыла ВКС

Компонент	Материал	Максимально допустимая температура, °С	Расчетные температуры, °С	Результаты испытаний
Материал RCC в зоне максимального нагрева	RCC	1482	1319	1319
Нижняя смотровая панель				
поверхность теплоизоляции	Инконель	1258	1162	1163
несущая панель	Алюминий	221	225	235
лонжерон	Алюминий	177	147	152
Узел крепления нижней панели	Сталь А-286	774	404	444
Верхняя смотровая панель				
поверхность теплоизоляции	Инконель	1258	1159	1124
несущая панель	Алюминий	177	189	182
лонжерон	Алюминий	177	133	142
Узел крепления верхней панели	Сталь А-286	774	502	382
Центральный лонжерон				
поверхность теплоизоляции	Инконель	1258	1136	1128
лонжерон	Алюминий	177	148	138

твердило правильность результатов анализа (рис. 29). Аналитическая экстраполяция полученных результатов показала, что температуры носка фюзеляжа в первом орбитальном полете МВКА «Спейс Шаттл» точно имитируются в процессе квалификационных испытаний опытных образцов на стенде.

В первом орбитальном полете удалось получить данные о нагреве узлов крепления покрытия RCC на носке фюзеляжа ВКС, что позволило провести их сравнительный анализ с расчетными данными. Для сравнения зарегистрированных в полете температур узлов крепления покрытия RCC с расчетными данными тепловая математическая модель была скорректирована с учетом зазоров между соединениями сегментов теплоизоляционных прокладок и между самими прокладками и плитками теплозащитного покрытия многократного применения RSI. Температуры, полученные с использованием скорректированной математической модели, хорошо согласовывались с температурами, измеренными в полете (рис. 30).

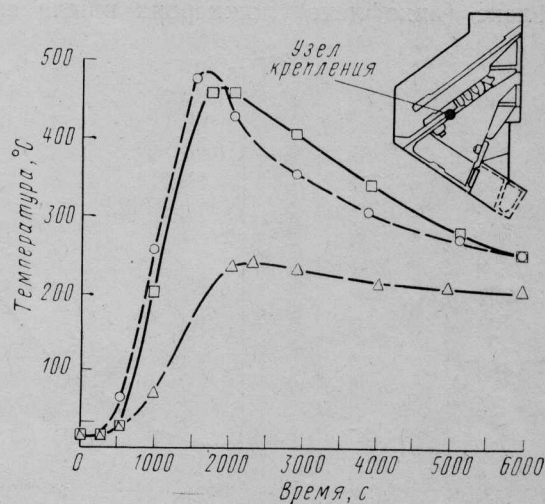
Сравнение, проведенное для узлов крепления покрытия RCC, показало на хорошее согласование расчетных и зарегистрированных в полете температур для переднего крепежного болта на нижней осевой линии, поддерживающего обтекатель носка фюзеляжа и Т-образное уплотнение (рис. 31).

Сравнение расчетных и зарегистрированных в полете температур нагрева заднего крепежного бол-

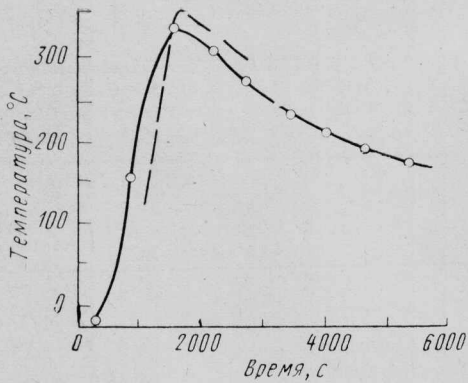
Таблица 3

Сравнение максимальных температур, зарегистрированных на подсистеме LESS в квалификационных испытаниях и первом орбитальном полете МВКА «Спейс Шаттл»

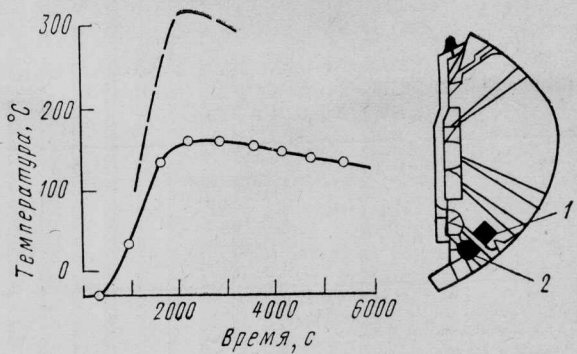
	Максимальная температура, °С	
	Квалификационные испытания	Первый орбитальный полет
Носок фюзеляжа		
Материал RCC (область максимального теплового потока)	1426	—
Поверхность теплоизоляции люка перегородки	1215	>1093
Конструкция люка перегородки	107	82
Зона заднего соединительного болта (с подветренной стороны)	310	177
Зона переднего соединительного болта (с наветренной стороны)	538	371
Зона заднего соединительного болта (с наветренной стороны)	426	315
Зона перегородки (с наветренной стороны)	126	85
Носок крыла		
Носок крыла из материала RCC	1315	>1349
Поверхность теплоизоляции несущей панели	1121	>954
Нижний крепежный узел	454	482
Нижний передний лонжерон	177	149
Верхний передний лонжерон	165	127
Конструкция верхней смотровой панели	182	132
Конструкция нижней смотровой панели	210	149



О — результаты послеполетного анализа; □ — результаты квалификационных испытаний; △ — результаты анализа перед квалификационными испытаниями  
Рис. 30. Уточнение результатов анализа узлов крепления обтекателя носка фюзеляжа ВКС



— — — результаты полета; ○ — расчетные данные  
Рис. 31. Нагрев нижнего переднего крепежного болта носка фюзеляжа ВКС



— — — результаты полета; ○ — расчетные данные  
1—радиометр на нижнем переднем узле крепления носка фюзеляжа; 2—радиометр на нижнем заднем узле крепления носка фюзеляжа  
Рис. 32. Нагрев нижнего заднего крепежного болта носка фюзеляжа ВКС

та на нижней осевой линии приведено на рис. 32, а на рис. 33 сравниваются температуры на нижней алюминиевой перегородке носка фюзеляжа ВКС. Установлено, что через 1 ч после посадки ВКС максимальная температура перегородки носка фюзеляжа составляла 85°C.

Для покрытия RCC, установленного на носках крыла, были получены следующие результаты. На рис. 34 и 35 приведены соответственно сравнительные данные температур нагрева панелей № 9 и 16 носка крыла ВКС в области полного торможения потока. Кроме того, на рис. 36 приведены данные квалификационных испытаний носка крыла и результаты, полученные в первом орбитальном полете для панели № 16.

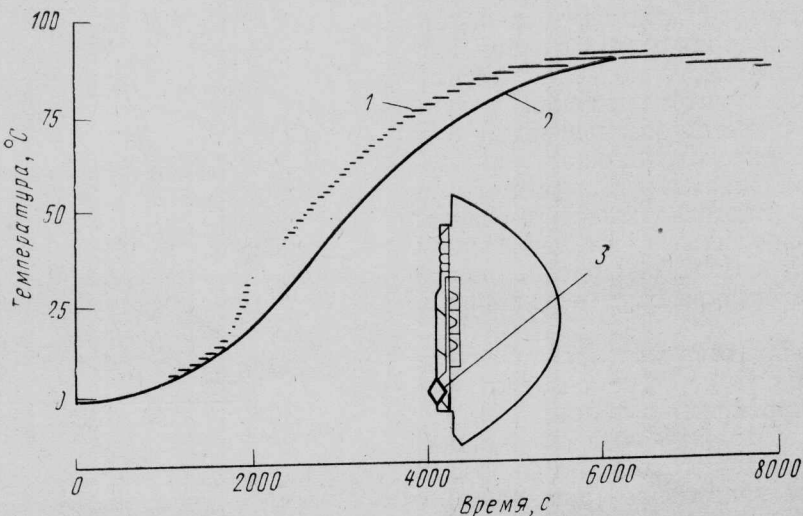
Несмотря на отсутствие полетных данных по максимальной температуре покрытия RCC на носке крыла, зарегистрированные на панели № 16 температуры практически совпали с данными ее квалификационных испытаний. Это подтвердило, что в основном испытания на стенде явились хорошими квалификационными испытаниями носка крыла ВКС, а тепловая математическая модель могла использоваться для сертификации тепловых характеристик узлов крепления и внутренней теплоизоляции при подготовке к первому орбитальному полету МВКА «Спейс Шаттл».

Визуальный контроль теплоизоляции инконель-дайнафлекса (инкофлекса) лонжерона крыла систе-

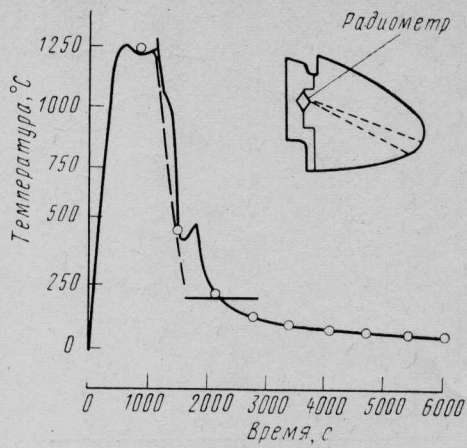
мы крепления носка крыла из материала RCC показал, что теплоизоляция после полета находилась в хорошем состоянии, а система крепления не имеет следов перегрева, хотя на нижнем и верхнем фитингах были обнаружены некоторые загрязнения и изменения цветовой окраски. Некоторые данные, полученные при испытаниях для компонентов носка крыла ВКС, представлены на рис. 37—40.

Верхние и нижние смотровые панели теплозащитного покрытия HRSI, прилегающие к четырем панелям из материала RCC, снятым для проведения послеполетного анализа, находились в отличном состоянии. У заполнителей зазоров, прилегающих к смотровой панели, произошло минимальное изменение цветовой окраски. На тепловых барьерах из сплава инконель изменился цвет в районе передней стенки нижних смотровых панелей, а на некоторых из них были заметны следы прохождения газового потока вблизи концов барьеров. На поверхности раздела покрытия RCC и теплозащитных плиток также наблюдалось изменение цвета, что могло произойти вследствие воздействия низкоэнергетического потока или выделения газов из клея-герметика RTV. Значения температур на верхней и нижней смотровых панелях приведены на рис. 41 и 42.

Таким образом, температурные данные, полученные в первом орбитальном полете МВКА «Спейс Шаттл», показали, что тепловые характеристики подсистемы LESS подтверждают стойкость конст-

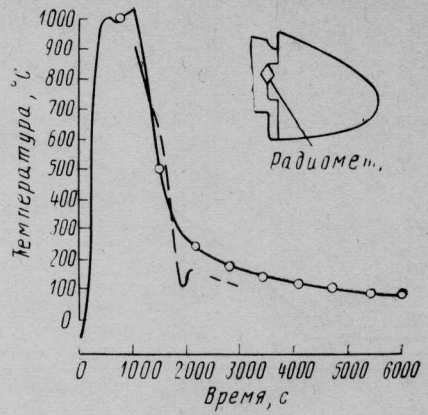


1—результаты полета; 2—математическое моделирование; 3—радиометр  
Рис. 33. Нагрев нижней перегородки носка фюзеляжа ВКС



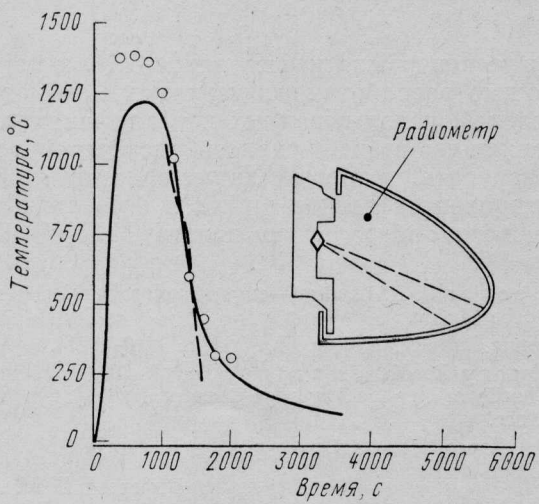
----- результаты полета; ○ — расчетные данные

Рис. 34. Нагрев панели № 9 носка крыла ВКС из материала RCC в области полного торможения потока



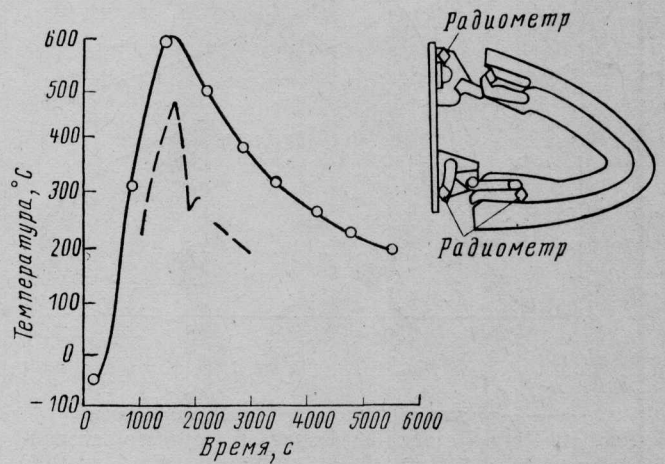
----- результаты полета; ○ — расчетные данные

Рис. 37. Нагрев теплоизоляции несущей панели, прилегающей к панели № 9 носка крыла ВКС



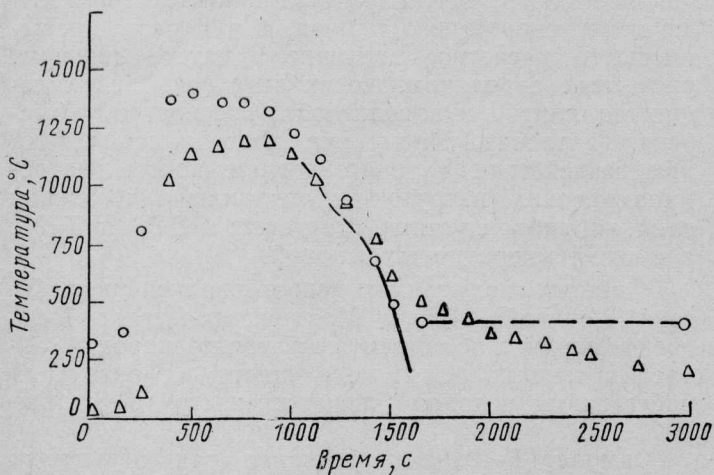
○ — данные квалификационных испытаний; ----- результаты первого орбитального полета; ----- математическое моделирование

Рис. 35. Нагрев панели № 16 носка крыла ВКС из материала RCC в области полного торможения потока



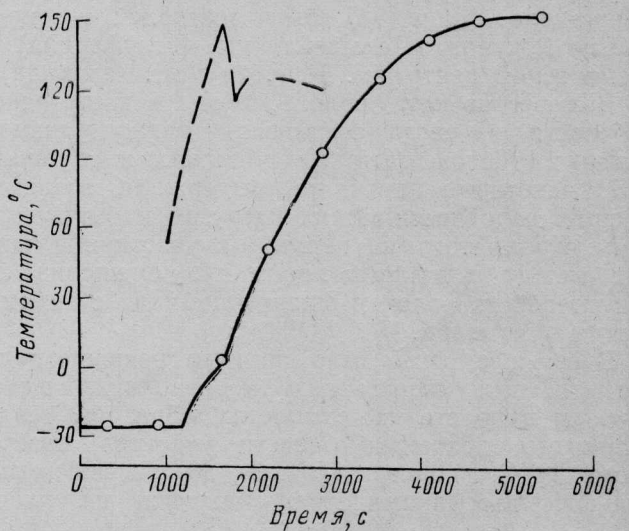
----- результаты полета; ○ — расчетные данные

Рис. 38. Нагрев узла крепления нижней теплозащитной панели нервюры № 10 носка крыла ВКС



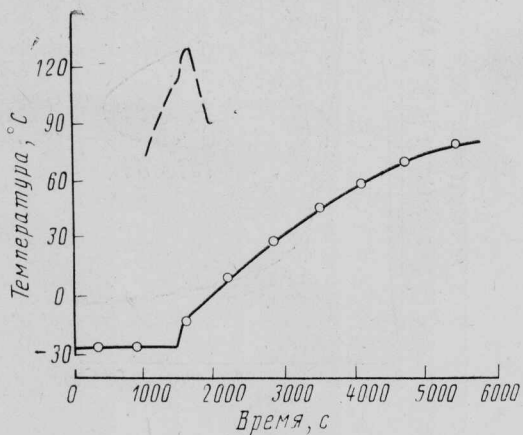
○ — данные квалификационных испытаний для наружной средней линии материала RCC; △ — данные квалификационных испытаний для внутренней средней линии материала RCC; ----- показания радиометра

Рис. 36. Нагрев панели № 16 носка крыла ВКС из материала RCC

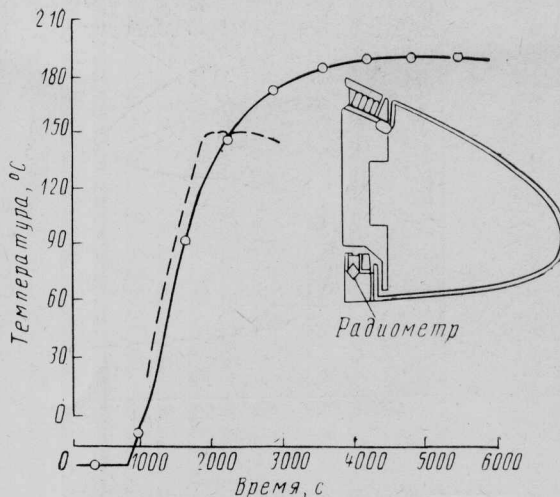


----- результаты полета; ○ — расчетные данные

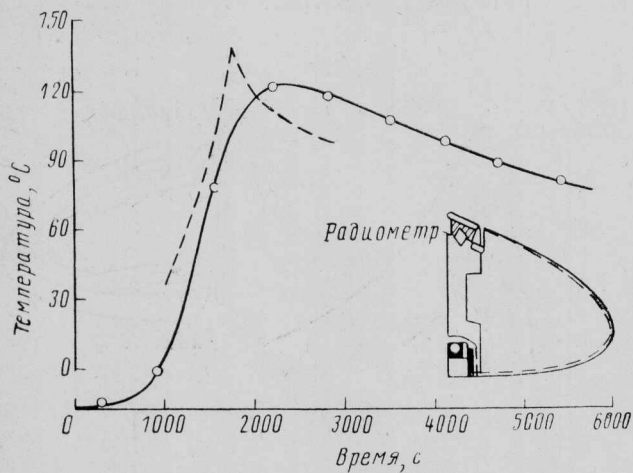
Рис. 39. Нагрев фитинга нижнего лонжерона в районе нервюры № 10 носка крыла ВКС



----- результаты полета; ○ — расчетные данные  
Рис. 40. Нагрев фитинга верхнего лонжерона в районе нервюры № 10 носка крыла ВКС



----- результаты полета; ○ — расчетные данные  
Рис. 42. Нагрев стойки нижней смотровой панели № 9 носка крыла ВКС



----- результаты полета; ○ — расчетные данные  
Рис. 41. Нагрев стойки алюминиевого сотового заполнителя верхней смотровой панели № 9 носка крыла ВКС

рукции носков крыла и фюзеляжа ВКС к нагреву. С помощью разработанных тепловых математических моделей, использованных в квалификационных испытаниях на стенде, удалось удовлетворительно прогнозировать тепловые характеристики различных компонентов носков крыла и фюзеляжа ВКС для первого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл» [2].

1. Becker P. R. Leading—edge structural material system of the Space Shuttle.

Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1210—1214.

2. Curry D. M., Cunningham J. A., Frahm J. R. Space Shuttle orbiter leading edge structural subsystem thermal performance.

AIAA Paper N 82-0004.

Референт П. И. Качур.

## ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦОВ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ НА САМОЛЕТАХ\*

Для подготовки к первому испытательному полету ВКС «Колумбия» в марте 1979 г. на самолете-носителе Боинг 747 был доставлен с завода фирмы Рокуэлл (Палмдейл, шт. Калифорния) в космический центр им. Кеннеди (шт. Флорида).

В перегоночном полете из-за недостаточной прочности клеевого соединения между установленными теплозащитными плитками и обшивкой ВКС некоторые плитки не выдержали воздействующих аэродинамических нагрузок и были потеряны. Кроме того, на некоторых участках в зазорах между плитками произошло смещение заполнителей из волокон окиси алюминия с керамическим покрытием.

В связи с этим было принято решение о дополнительных испытаниях в аэродинамической трубе и в полете на самолетах образцов теплозащитного покрытия с шести участков поверхности ВКС, подвергающихся воздействию наибольших аэродинамических нагрузок на участ-

ках выведения и спуска в атмосфере. Основными целями летных испытаний являлись: демонстрация возможностей плиток и заполнителей при воздействии скоростного напора, в 1,4 раза превышающего расчетное значение, а также проверка расчетных аэродинамических нагрузок, действующих на плитки и заполнители, посредством измерения давления. Испытания проводились только при воздействии на теплозащитное покрытие аэродинамических нагрузок и не включали оценку влияния виброакустики стартовых РДТТ и ВКС, а также температурных условий.

В летных испытаниях использовались истребители Локхид F-104 и Макдоннелл-Дуглас F-15, поскольку они обладают достаточно широкой областью летных режимов, а спектр их обтекания набегающим потоком близок к спектру обтекания ВКС.

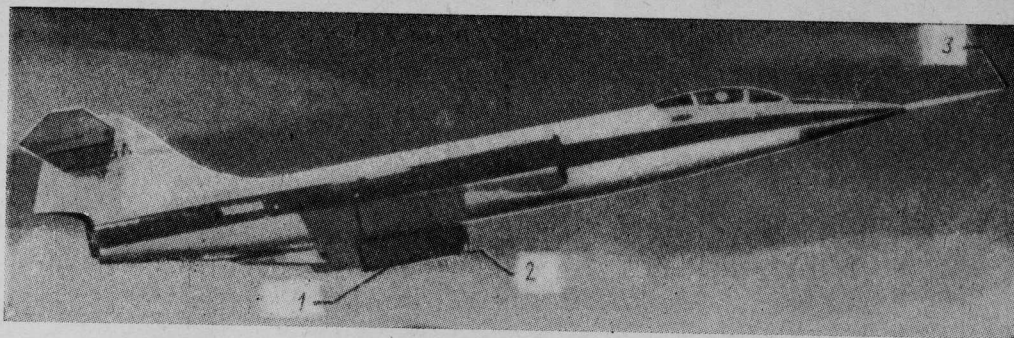
Самолет F-104 использовался для испытания двух из шести образцов теплозащитного покрытия; на нижней части его фюзеляжа был установлен пилон FTF (Flight Test Fixture).

Испытываемые образцы располагались на самолете F-104 в двух местах: один из образцов был

\* Meyer R. R., Jarvis C. R., Varneburg J. J. In-flight aerodynamic load testing of the shuttle thermal protection system.

AIAA Paper N 81-2468.



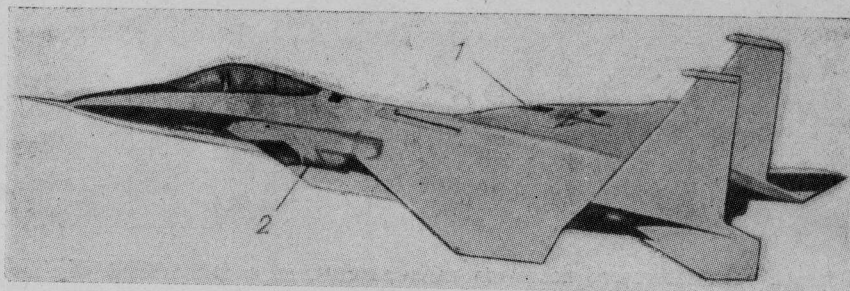


1—подфюзеляжный пилон FTF; 2—штанга ПВД на гребне; 3—носовая штанга ПВД  
Рис. 1. Самолет F-104 с оборудованием для летных испытаний теплозащитного покрытия

установлен на закрылке, а другой закреплен на хвостовой части пилона FTF (рис. 1), в котором располагалось измерительное оборудование.

Давления измерялись с помощью специального устройства с 48 расположенными в потоке приемниками и двух отдельных датчиков давления. Параметры набегающего потока (число  $M$  и скоростной напор) для испытываемого образца на закрылке снимались с помощью носового приемника воздушного давления (ПВД) самолета, а для испытываемого образца на пилоне FTF — с помощью ПВД, расположенного в передней части этого приспособления.

**Самолет F-15** (рис. 2) использовался для испытания четырех образцов теплозащитного покрытия, которые были расположены в двух местах: три образца — около носка правой консоли крыла (на расстоянии, равном 40% полуразмаха крыла) и один образец — на наплыве левого крыла.



1—три образца теплозащитного покрытия около носка правой консоли крыла;  
2—один образец теплозащитного покрытия на наплыве левой консоли крыла  
Рис. 2. Самолет F-15 с испытываемыми образцами теплозащитного покрытия

Измерительное оборудование располагалось в фюзеляже самолета. В состав оборудования входила специальная телеметрическая система, преобразующая измеренные величины давления в сигналы, которые передавались на землю, расшифровывались, а полученные данные передавались обратно на борт самолета и отображались в реальном масштабе времени на экране дисплея.

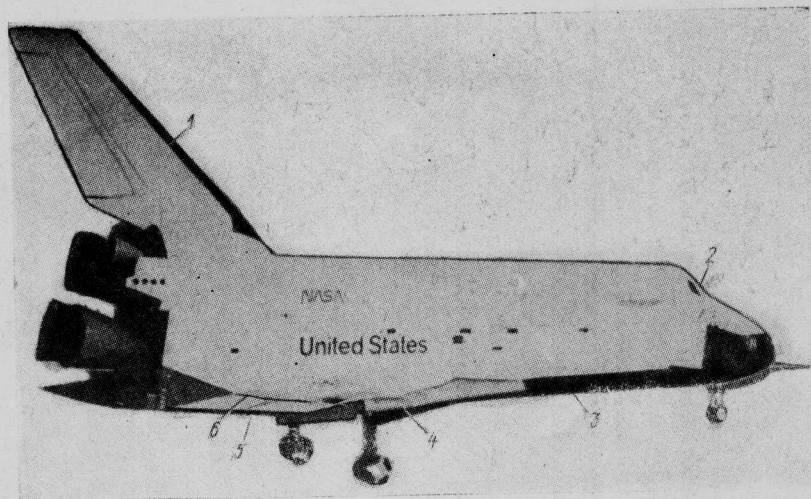
**Испытываемые образцы теплозащитного покрытия** были почти полностью идентичны теплозащитным плиткам, расположенным на шести участках поверхности ВКС: наплыве крыла, носках крыла и киля, стойке остекления кабины экипажа, задней кромке элевона и элевоне (рис. 3).

Испытываемые образцы теплозащитного покрытия устанавливались на металлические накладки, имевшие достаточную прочность для предотвращения воздействия на образцы любых деформаций конструкций самолета. Образцы теплозащитного покрытия были оснащены вибродатчиками и приемниками давления. Размещение приемников давления в теплозащитных плитках не допускалось, в связи с чем давления на их верхних поверхностях определялись экстраполяцией данных от приемников статического и динамического давлений, расположенных заподлицо с поверхностями, прилегающими к испытываемым плиткам.

Давления в зазорах между плитками измерялись с помощью расположенных в них миниатюрных насадков, а давления на нижних поверхностях плиток определялись внутренними приемниками давления. Для регистрации уровня вибраций на некоторых плитках устанавливались вибродатчики.

*Образец теплозащитного покрытия наплыва крыла ВКС* представлял сегмент длиной 68,6 см и шириной 35,5 см, в который входили восемь теплозащитных плиток и 10 заполнителей передней кромки крыла. Замеры на образце производились с помощью 40 расположенных заподлицо с поверхностью приемников статического давления, девяти внутренних приемников статического давления и вибродатчика.

Испытываемый образец размещался на наплыве левого крыла самолета F-15 (рис. 4) в перевернутом положении с установочным углом  $1,5^\circ$ . Наплыв крыла самолета F-15 был выбран для размещения теплозащитных плиток в связи с тем, что



1—образец покрытия носка киля; 2—образец покрытия стойки остекления кабины экипажа; 3—образец покрытия наплыва крыла; 4—образец покрытия носка крыла; 5—образец покрытия хвостовой части элевона; 6—образец покрытия элевона  
Рис. 3. Образцы теплозащитного покрытия ВКС, прошедшие испытания на самолетах

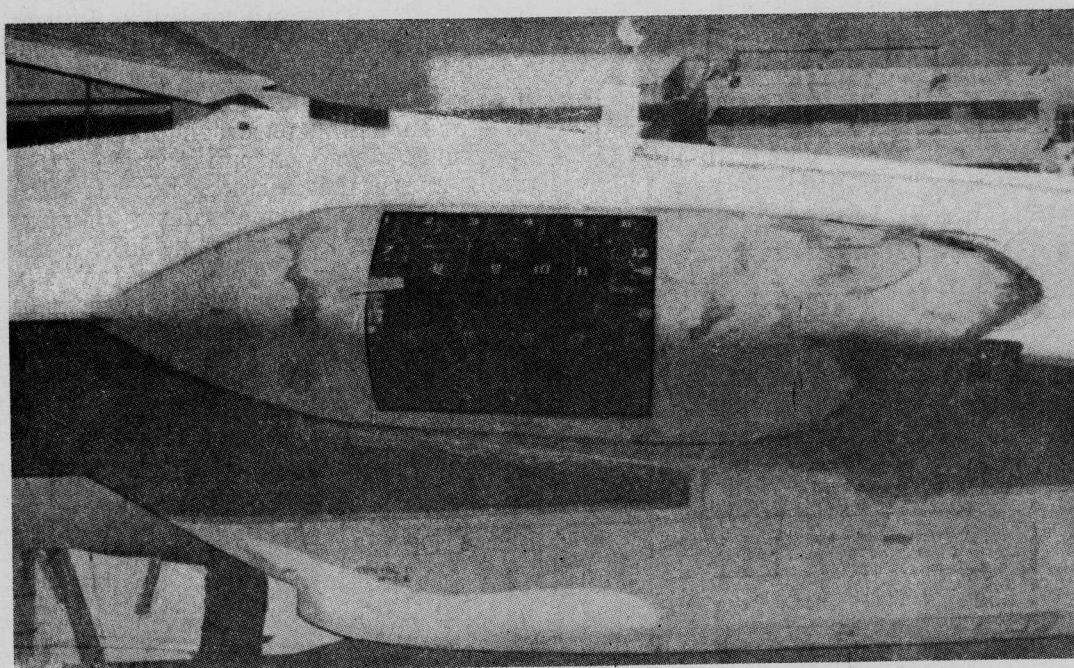


Рис. 4. Образец теплозащитного покрытия наплыва ВКС на наплыве левой консоли крыла самолета F-15

его стреловидность соответствует стреловидности наплыва крыла ВКС. Установка плиток в перевернутом положении определялась необходимостью имитации на самолете F-15 при положительных углах атаки некоторых условий полета ВКС на участке выведения при отрицательных углах атаки.

Образец теплозащитного покрытия носка крыла ВКС представлял сегмент с размерами  $66,0 \times 94,0$  см, в который входили теплозащитные плитки нижней поверхности носка крыла аппарата, установленные сразу же за покрытием RCC из углерода, армированного углеродным волокном. Образец включал восемь теплозащитных плиток, один тепловой барьер и три заполнителя носка крыла ВКС. Замеры на образце производились с помощью 20 приемников статического давления, расположенных заподлицо с поверхностью, девяти

внутренних приемников статического давления, двух приемников динамического давления и вибродатчика.

Образец устанавливался на верхней поверхности правого крыла самолета F-15 на расстоянии 40% полуразмаха крыла (рис. 5). Крыло самолета F-15 было выбрано для размещения испытываемых теплозащитных плиток в связи с тем, что его стреловидность соответствует стреловидности крыла ВКС ( $45^\circ$ ). При положительных углах атаки верхняя поверхность крыла самолета F-15 имитировала нижнюю поверхность крыла ВКС при отрицательных углах атаки, соответствующих максимальным аэродинамическим нагрузкам. Между передней частью испытываемого образца теплозащитного покрытия и носком крыла самолета F-15 был установлен зализ, имитирующий радиус закругления носка крыла ВКС.

Для создания области избыточного давления под передним крайним рядом плиток использовалась трубка большого диаметра, выдвинутая за внешнюю часть зализа. Создание избыточного давления под плитками потребовалось для имитации давлений со стороны внутреннего объема крыла ВКС по мере увеличения высоты полета МВКА «Спейс Шаттл». Величина избыточного давления регулировалась ограничительными насадками, расположенными на конце трубки.

Образец теплозащитного покрытия носка кия ВКС представлял сегмент длиной 40,6 см и шириной 22,8 см, в который входили шесть теплозащитных плиток, четыре подковообразных и три прямоугольных заполнителя задней кромки кия. Замеры на образце производились с помощью 36 расположенных заподлицо приемников статического давления, семи внутренних приемников статического давления, двух приемников динамического давления и вибродатчика.

Данный образец теплозащитного покрытия был установлен на носке правого крыла самолета F-15 на расстоянии, равном 40% полуразмаха крыла (рис. 6). Крыло самолета F-15 было выбрано для установки испытываемых теплозащитных плиток в связи с тем, что его стреловидность соответствует стреловидности кия ВКС (45°). Для имитации реальных аэродинамических нагрузок, воздействующих на теплозащитные плитки носка кия ВКС при боковом скольжении, установочный угол испытываемого образца составил 6,5°.

Образец теплозащитного покрытия стойки остекления кабины экипажа ВКС представлял сегмент с размерами 45,7×60,9 см, в который входили стойка и панели остекления между третьим и пятым иллюминаторами, 12 теплозащитных плиток и заполнители.

Для уточнения распределения давления на внешней поверхности образца в первых полетах для калибровки использовались деревянные плитки. Это было связано с тем, что размещение приемников статического давления в реальных теплозащитных плитках не допускалось, а спектр обтекания вокруг плиток на стойке остекления кабины ВКС слишком сложен для использования экстраполяции характеристик давления, воздействующего на соседние плитки.

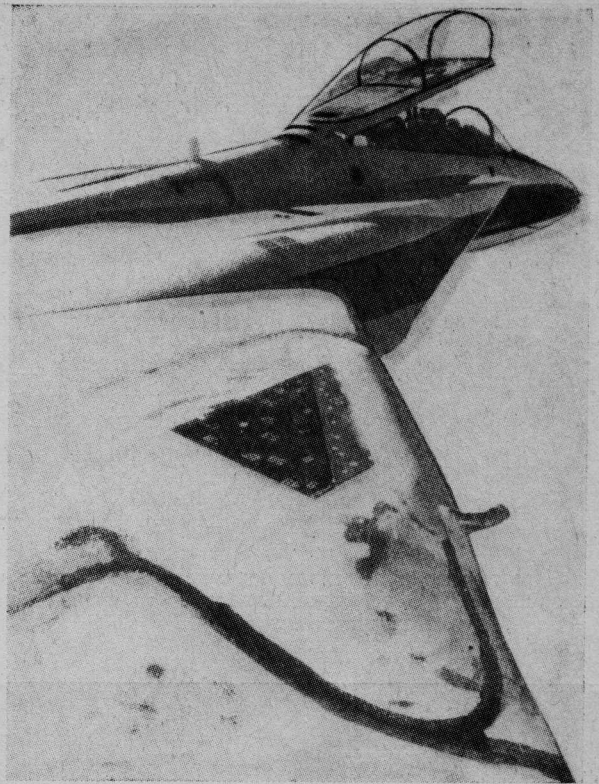


Рис. 5. Образец теплозащитного покрытия носка крыла ВКС на правой консоли крыла самолета F-15

Испытываемый образец теплозащитного покрытия при использовании деревянных плиток был оснащен 47 расположенными заподлицо приемниками статического давления. После установки реальных теплозащитных плиток для замеров использовался 41 приемник статического давления, в том числе 12 приемников внутреннего расположения.

Образец был установлен на верхней поверхности правой консоли крыла самолета F-15 на расстоянии, равном 40% полуразмаха крыла (рис. 7). Место установки было выбрано с таким расчетом, чтобы имитировать воздействие расширения набегающего потока, имеющего место на верхней поверхности крыла самолета F-15, на стойку остек-

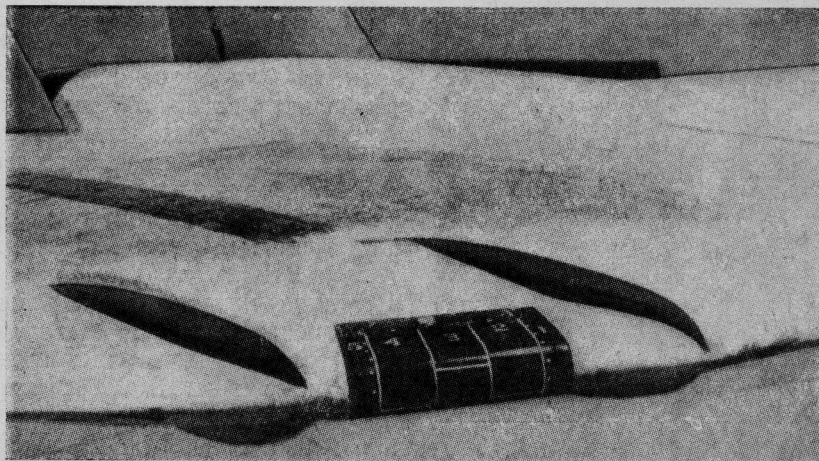


Рис. 6. Образец теплозащитного покрытия носка кия ВКС на носке консоли крыла самолета F-15

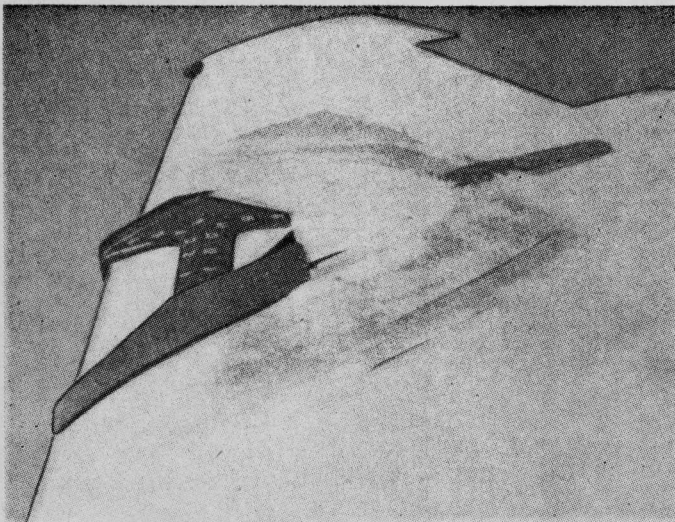


Рис. 7. Образец теплозащитного покрытия рамы остекления кабины экипажа ВКС на верхней поверхности правой консоли крыла самолета F-15

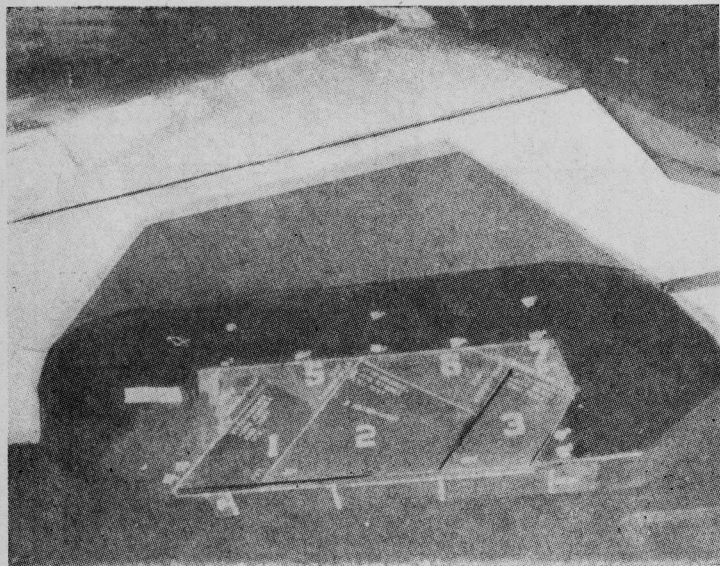


Рис. 8. Образец теплозащитного покрытия хвостовой части элевона ВКС, установленный на левом закрылке самолета F-104

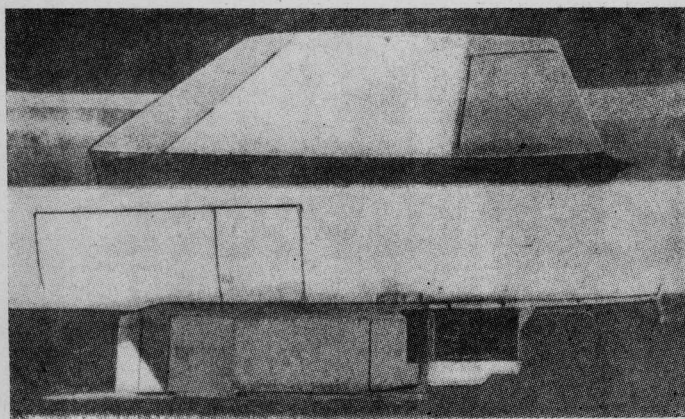


Рис. 9. Образец теплозащитного покрытия зоны подвески элевона ВКС, установленный на подфюзеляжном гребне самолета F-104

ления. В реальных условиях теплозащитные плитки на стойке остекления кабины экипажа ВКС расположены в зоне расширения набегающего потока вокруг ее боковой стенки.

Образец теплозащитного покрытия задней кромки элевона ВКС представлял сегмент длиной 50,8 см и шириной 33 см, в который входили шесть теплозащитных плиток и три заполнителя задней кромки элевона. Замеры на образце производились с помощью 35 расположенных заподлицо приемников статического давления, семи внутренних приемников статического давления и вибродатчиков. При имитации рабочих условий задней кромки элевона ВКС испытываемый образец был установлен на левом закрылке самолета F-104 (рис. 8).

Образец теплозащитного покрытия в зоне шарнирной подвески элевона представлял сегмент с размерами 35,5×60,9 см, в который входили четыре теплозащитные плитки и шесть заполнителей задней кромки элевона. Замеры на образце производились с помощью 30 расположенных заподлицо приемников статического давления, 10 внутренних приемников статического давления и вибродатчика. Образец был установлен на задней части приспособления FTF самолета F-104 (рис. 9). Для имитации реальных условий работы элевона испытываемый образец имел вид симметричного клина, отклоненного на угол 5°.

**Методика испытаний.** Несмотря на то что форма и размеры испытываемого образца были аналогичны геометрическим характеристикам соответствующих участков теплозащиты ВКС, определение возможного спектра обтекания каждого исследуемого образца теплозащитного покрытия в ряде случаев было затруднительным.

Для уточнения характера распределения давления на полномасштабной системе теплозащиты ВКС использовались данные испытаний его мало-размерных моделей в аэродинамической трубе.

Испытываемые образцы на самолете-носителе были установлены на тех участках, где толщина пограничного слоя соответствовала или была меньше, чем на аналогичных участках ВКС. В связи с этим полагалось, что в летных испытаниях аэродинамические нагрузки за счет пограничного слоя будут больше, чем реальные аэродинамические нагрузки на ВКС. Условия летных испытаний приведены в табл. 1 и 2.

**Летные испытания для определения спектра обтекания.** Перед установкой испытываемых образцов были проведены два вида испытаний для уточнения распределения давлений. Испытания первого вида для регистрации спектра обтекания проводились с целью определения степени соответствия локальных полей течения (особенно градиентов давления) для участков установки образцов теплозащитного покрытия на самолете-носителе и ВКС. Для измерения давлений в этих испытаниях использовались внешние трубки Пито.

В испытаниях второго вида применялись пенопластовые и стеклопластовые макеты теплозащитного покрытия ВКС, имеющие внешнюю форму испытываемых образцов и соответствующих заливов (рис. 10—12) и предназначавшиеся для проверки предполагаемого спектра обтекания испытываемого образца. Давления на этих макетах также измерялись с помощью внешних трубок Пи-

Летные испытания для определения характера обтекания образцов теплозащиты

Испытываемые образцы теплозащитного покрытия	Испытательные полеты для определения соответствия обтекания самолетов-носителей и ВКС				Испытательные полеты для проверки обтекания образцов теплозащитного покрытия из пенопласта и стеклопластика			
	Число полетов	Число М	Угол атаки, град	Угол скольжения, град	Число полетов	Число М	Угол атаки, град	Угол скольжения, град
Наплыв крыла	4	0,8—1,4	0—6	0	11	0,9—1,4	0—4	0; ±2
Носок крыла	4	0,8—1,4	0—6	0	8	0,9—1,4	0—4	0; ±2
Носок киля	4	0,8—1,4	0—6	0	0	—	—	—
Стойка остекления кабины экипажа	4	0,8—1,4	0—6	0	0	—	—	—
Задняя кромка элевона	2	0,6—0,95	Балансировочное положение	0	6	0,6—1,2	Балансировочное положение	0

Таблица 2

Летные испытания для оценки реальных образцов теплозащитного покрытия ВКС

Испытываемые образцы теплозащитного покрытия	Испытательные полеты для калибровки при скоростном напоре 1708 кгс/м <sup>2</sup>				Испытательные полеты для оценки воздействия аэродинамических нагрузок на теплозащиту ВКС			
	Число полетов	Число М	Угол атаки, град	Угол скольжения, град	Число полетов	Число М	Скоростной напор, кгс/м <sup>2</sup>	Изменение скоростного напора при запуске МВКА
Наплыв крыла	0	—	—	—	4	1,4	5566	См. рис. 20
Носок крыла	4	0,9—1,4	0—4	0; ±2	5	1,4	5566	См. рис. 17
Носок киля	3	0,9—1,4	0—4	0	5	1,4	5566	См. рис. 13
Стойка остекления кабины экипажа	4	0,9—1,4	0—4	0	4	1,4	5566	См. рис. 13
Задняя кромка элевона	14	0,7—1,2	Балансировочное положение	0	4	1,2	2217	Составляет ~120% расчетного уровня скоростного напора при входе ВКС в атмосферу (условия запуска не имитируются)
Зона шарнирной подвески элевона	1	0,9—1,4	То же	0	4	1,4	5498	См. рис. 13

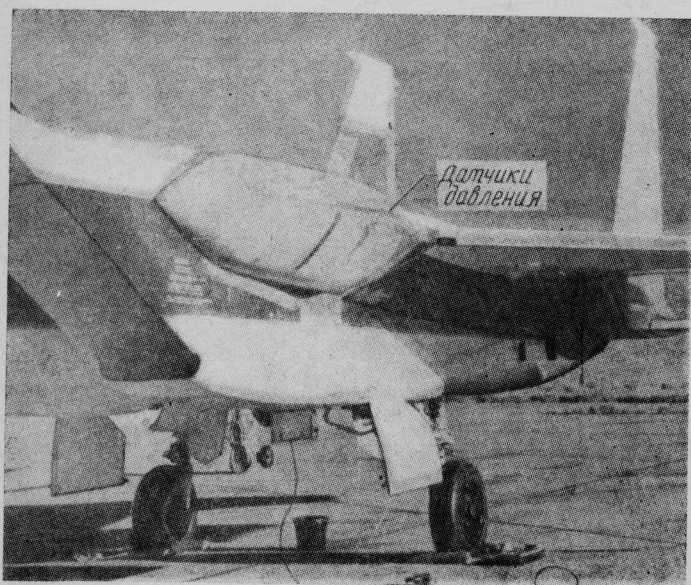


Рис. 10. Макет наплыва крыла ВКС, установленный на наплыве крыла самолета F-15

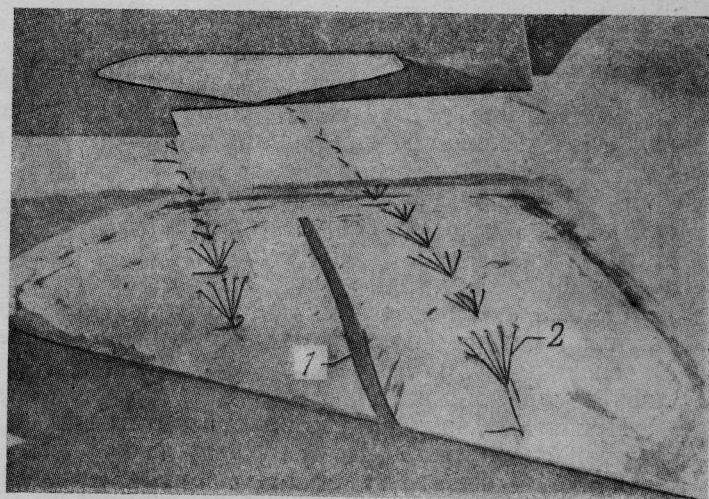


Рис. 11. Макет левого элевона ВКС, установленный на крыле самолета F-15

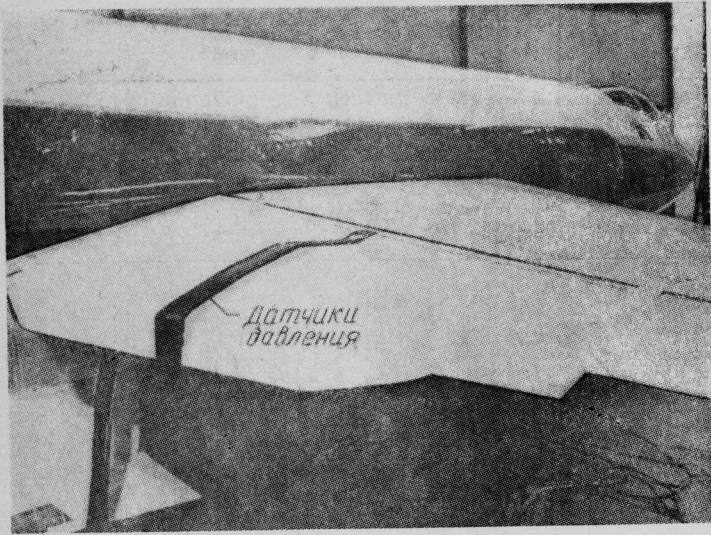


Рис. 12. Макет хвостовой части элевона ВКС, установленный на закрылке самолета F-104

то. Полученные данные позволили заранее определить требуемые изменения углов установки образцов теплозащитного покрытия или конфигурации заливов для обеспечения требуемых градиентов и уровней давления.

**Испытательные полеты для оценки воздействия аэродинамических нагрузок на теплозащиту ВКС.** Летные испытания образцов теплозащитного покрытия проводились в два этапа. На первом этапе выполнялись калибровочные полеты для измерения давлений, действующих на внутреннюю и внешнюю поверхности образцов, а также в зазорах между теплозащитными плитками при небольших скоростных напорах.

На втором этапе оценивалось воздействие аэродинамических нагрузок на теплозащиту ВКС (плитки, заполнители зазоров и т. д.) при больших скоростных напорах.

Данные, полученные на первом этапе, использовались для обеспечения требуемых условий полетов на втором этапе, когда проводились летные испытания с имитацией различных профилей полета при запуске МВКА. Режимы испытательных полетов самолетов F-104 и F-15 выбирались для обеспечения скоростного напора, соответствующего: скоростному напору в первом полете МВКА «Спейс Шаттл»; эксплуатационному уровню; уровню, превышающему эксплуатационное значение в 1,25 раза (предельный уровень) и в 1,4 раза.

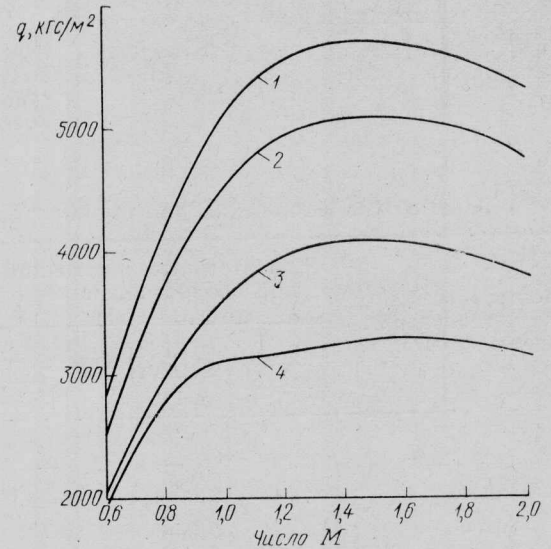
В ряде случаев режимы испытательных полетов имитировали условия запуска МВКА «Спейс Шаттл», измененные для устранения больших аэродинамических нагрузок, вызванных особенностями спектра обтекания конкретного образца теплозащиты на определенном самолете-носителе. В основном все полеты на втором этапе проводились при балансировочных углах атаки (табл. 2).

При испытаниях на втором этапе значения скорости и скоростного напора контролировались в реальном масштабе времени для исключения нерасчетных давлений. Кроме того, для предотвращения слишком больших нагрузок на некоторые критические теплозащитные плитки, большинство из которых было выбрано после анализа резуль-

татов калибровочных полетов, осуществлялся контроль перепада давлений (например, перепад давлений между наружной и внутренней поверхностями теплозащитной плитки).

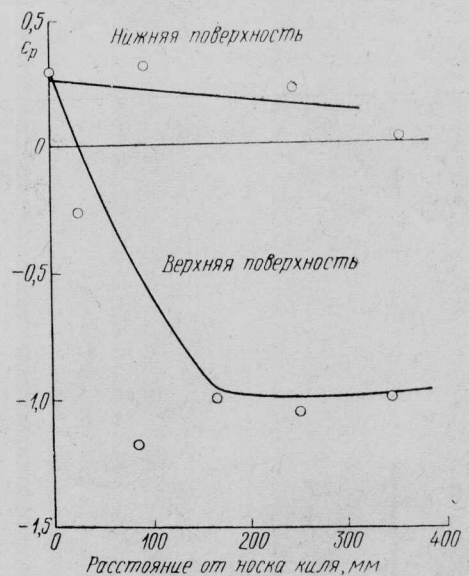
## РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

**Киль.** Изменение скоростного напора, действующего на испытываемый образец теплозащитного покрытия кия ВКС, показано на рис. 13. На этом образце имитировался также перепад давлений между верхней и нижней поверхностями покрытия в зависимости от угла атаки и скорости



1 — 1,4  $q_{расч}$ ; 2 — 1,25  $q_{расч}$ ; 3 —  $q_{расч}$ ; 4 — первый полет МВКА «Спейс Шаттл»

Рис. 13. Скоростной напор, действующий в летных испытаниях на образцы теплозащитного покрытия кия, рамы остекления кабины экипажа и зоны шарнирной подвески элевона ВКС



○ — летные испытания на самолете F-15; — расчетные значения для ВКС

Рис. 14. Сравнение расчетных значений коэффициентов давления на образце теплозащитного покрытия носка кия ВКС с результатами летных испытаний при числе  $M=0,9$

полета. Максимальные аэродинамические нагрузки возникали при скорости, соответствующей числу  $M=0,9$ . На рис. 14 приведены значения коэффициентов давления на образце теплозащитного покрытия носка киля ВКС, полученные в процессе испытаний в аэродинамической трубе и летных испытаний при скорости, соответствующей числу  $M=0,9$ .

**Стойка остекления кабины экипажа.** Предполагалось, что максимальная аэродинамическая нагрузка на теплозащиту стойки возникает при скорости полета, соответствующей числу  $M=0,9$ . Расчетные данные, полученные на основании ограниченных испытаний в аэродинамической трубе, считались сомнительными. Поэтому на уменьшенной модели ВКС, выполненной в масштабе 0,035 и оснащенной дополнительными датчиками давления, в аэродинамической трубе были получены новые уточненные данные для участка остекления кабины экипажа (рис. 15).

Был проведен сравнительный анализ результатов испытаний теплозащитных плиток, расположенных между панелью остекления и фюзеляжем ВКС. Результаты летных испытаний и расчетные данные показали отличие уровней воздействующих давлений и определенное соответствие углов наклона кривых и перепадов давлений между лицевой и верхней поверхностями плитки.

Согласование углов наклона кривых и перепадов давления необходимо для правильной имитации воздействия аэродинамических нагрузок на теплозащитное покрытие. Было установлено, что имитация условий работы теплозащитных плиток, примыкающих к остеклению кабины экипажа, была достаточно хорошей. Однако уровень и распределение данных испытаний в аэродинамической трубе модели ВКС, выполненной в масштабе 0,035, в общем случае не соответствовали расчетным данным и результатам летных испытаний.

Испытания позволили выявить недостатки в конструкции «стойка остекления—примыкающие плитки». Давления под этой конструкцией превысили расчетные значения. В связи с этим метод

монтажа конструкции «стойка остекления—примыкающие плитки» был усовершенствован посредством нанесения уплотнения на участок соединения передней кромки плитки с остеклением кабины экипажа. Это уменьшило возникающий перепад давлений между нижней и верхней поверхностями плиток. Дополнительные испытания данного участка теплозащитного покрытия при скоростном напоре, превышающем эксплуатационное значение в 1,4 раза, продемонстрировали эффективность проведенной модификации.

**Зона шарнирной подвески элевона.** Образец теплозащитного покрытия этого участка поверхности ВКС испытывался при стандартных режимах запуска МВКА «Спейс Шаттл». Предполагалось, что максимальная аэродинамическая нагрузка в зоне шарнирной подвески элевона будет возникать при скорости, соответствующей числу  $M=1,1$ . Сравнение расчетных данных и результатов летных испытаний этого участка ВКС при скорости, соответствующей числу  $M=1,1$ , приведено на рис. 16.

Характер распределения данных, полученных в ходе летных испытаний на самолете F-104, соответствует расчетным характеристикам, хотя их значения несколько отличаются. Совпадение углов наклона кривых распределения давления было хорошим, а испытания образца при давлении, превышающем расчетное в 1,4 раза, не показали каких-либо серьезных недостатков теплозащитного покрытия в зоне шарнирной подвески элевона ВКС.

**Носок крыла.** Образец теплозащитного покрытия данного участка ВКС испытывался при незначительно измененных режимах запуска МВКА «Спейс Шаттл» (рис. 17). Изменения стандартных режимов были вызваны необходимостью предотвращения слишком большого перепада давлений на критических теплозащитных плитках при скорости, соответствующей числу  $M=1,0$ .

Важным параметром в этих испытаниях являлась разница между давлением в полости под плиткой, примыкающей к носку крыла, и давлением на верхней поверхности данной плитки. На

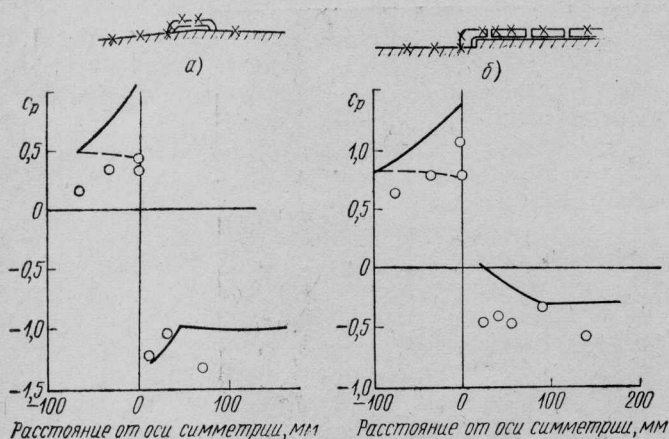


Рис. 15. Сравнение расчетных значений коэффициентов давления на образце теплозащитного покрытия рамы остекления кабины экипажа ВКС с результатами летных испытаний при числе  $M=0,9$

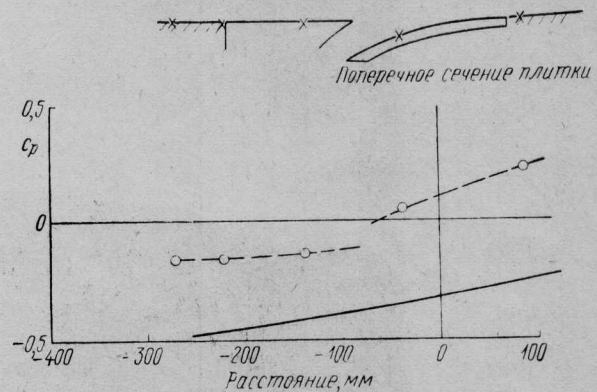
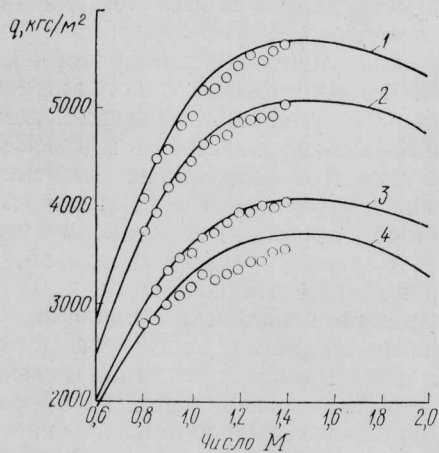
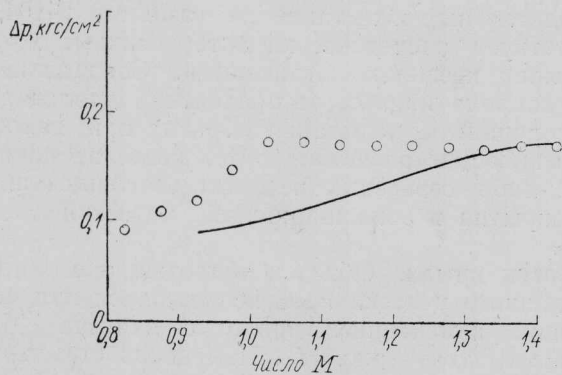


Рис. 16. Сравнение расчетных значений коэффициентов давления на образце теплозащитного покрытия в зоне шарнирной подвески элевона ВКС с результатами летных испытаний на самолете при числе  $M=1,1$



○ — летные испытания; — — расчетные данные  
 1 —  $1,4 q_{расч}$ ; 2 —  $1,25 q_{расч}$ ; 3 —  $q_{расч}$ ;  
 4 —  $q$  в первом полете МВКА «Спейс Шаттл»  
 Рис. 17. Скоростной напор на испытываемые образцы теплозащитного покрытия носка крыла ВКС при летных испытаниях на самолете



○ — летные испытания на самолете F-15; — — расчетные данные  
 Рис. 18. Сравнение расчетных значений перепадов давления на образце теплозащитного покрытия носка крыла ВКС с результатами летных испытаний на самолете ( $\Delta p$  — перепад давления на плитке)

рис. 18 сравниваются расчетные значения перепадов давлений и результаты летных испытаний. Из рисунка видно, что перепады давлений в летных испытаниях на самолете F-15 значительно превысили соответствующие расчетные данные при скорости полета, соответствующей числу  $M=1,0$ . Характер распределения перепадов давления считается правильным, хотя значения давлений могут быть поставлены под сомнение.

Испытание образца теплозащитного покрытия носка крыла при скоростном напоре, соответствующем профилю первого полета МВКА «Спейс Шаттл», позволило установить недостаток в конструкции этого участка теплозащиты. Первый ряд теплозащитных плиток, расположенных сразу же за носком крыла, оказался смещенным назад, а в зазоре между передними кромками плиток и задними кромками имитируемого носка крыла из материала RCC произошло выпучивание заполнителя (рис. 19).

Конструкции заполнителя зазора и подложек плиток были усовершенствованы, а дополнительные испытания при скоростном напоре, превышающем эксплуатационное значение в 1,4 раза, продемонстрировали эффективность проведенной модификации.

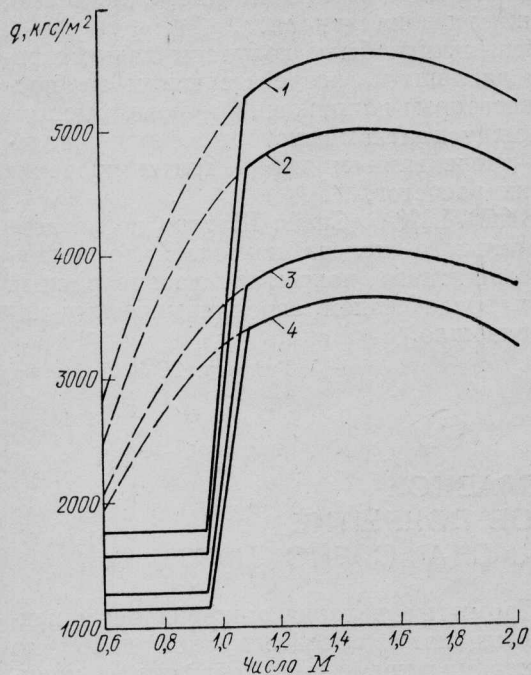
**Наплыв крыла.** Образец теплозащитного покрытия испытывался при измененных режимах запуска МВКА «Спейс Шаттл» в диапазоне скоростей, соответствующих числам  $M < 1,1$  (рис. 20). Это было связано с тем, что прямой скачок уплотнения на наплыве крыла самолета F-15 вызывал чрезмерную нагрузку на образец при скоростях, соответствующих числам  $M = 0,8 \div 0,93$ .

Предполагалось, что максимальная аэродинамическая нагрузка на теплозащитное покрытие крыла ВКС будет действовать при скорости полета, соответствующей числу  $M=1,1$ . Анализ показал совпадение наклонов кривых распределения давления по периферии образца, полученных расчетным путем и в летных испытаниях, хотя значения давлений в ряде случаев существенно отличались (рис. 21).



Рис. 19. Нарушение обводов в результате поворота плиток теплозащитного покрытия носка крыла ВКС и выпучивание заполнителя щелей между плитками при летных испытаниях на самолете F-15





--- исходные профили полета; — измененные профили полета  
1 —  $1,4 q_{расч}$ ; 2 —  $1,25 q_{расч}$ ; 3 —  $q_{расч}$ ; 4 —  $q$  в первом полете МВКА «Спейс Шаттл»

Рис. 20. Скоростной напор, действующий на образцы теплозащитного покрытия наплыва крыла ВКС при летных испытаниях на самолете

Было также отмечено хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных распределения давления в продольном направлении.

Испытания образца теплозащитного покрытия при воздействии скоростного напора, превышающего эксплуатационное значение в 1,4 раза, не показали каких-либо серьезных недостатков теплозащиты наплыва крыла ВКС, в связи с чем доработка этого участка покрытия не потребовалась.

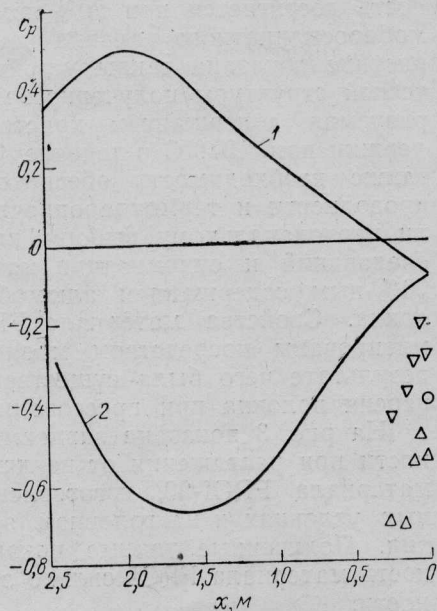
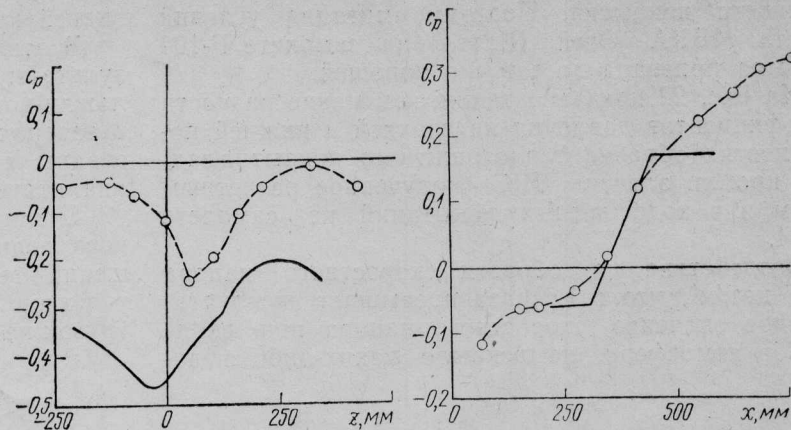


Рис. 22. Сравнение расчетных и экспериментальных данных для образца теплозащитного покрытия

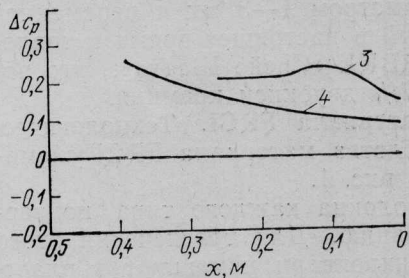


○ — испытания; — расчетные данные  
Рис. 21. Сравнение расчетных значений коэффициентов давления на образце теплозащитного покрытия наплыва крыла ВКС с результатами летных испытаний на самолете F-15 при числе  $M=1,1$  ( $z$  — боковое расстояние по периферии плитки;  $x$  — расстояние от вершины наплыва)

**Задняя кромка элевона.** Летные испытания образца теплозащитного покрытия задней кромки элевона проводились не при имитации переменных скоростных напоров, характерных для режимов запуска МВКА «Спейс Шаттл», а при ускоренных полетах самолета-носителя на постоянной высоте. Это должно было исключить возникновение флаттера закрылка самолета F-104, на котором был установлен испытываемый образец.

Предполагалось, что максимальные аэродинамические нагрузки будут воздействовать на данный образец при скорости, соответствующей числу  $M=1,1$ .

Сравнение экспериментальных данных, полученных на самолете F-104 при скорости  $M=1,0$ , и расчетных данных, полученных при скорости  $M=1,1$ , приведено на рис. 22. Результаты испытаний показали, что согласование экспериментальных и расчетных данных имеет место только для



1 — нижняя поверхность образца; 2 — верхняя поверхность образца; 3 — результаты летных испытаний на самолете F-104; 4 — расчетные данные

○ — базовое значение давления в летных испытаниях на самолете F-104; △ — давление на верхней поверхности образца в летных испытаниях на самолете F-104; ▽ — давление на нижней поверхности образца в летных испытаниях на самолете F-104; — — расчетные данные для ВКС

хвостовой части элевона ВКС, полученных соответственно при скоростях полета  $M=1,1$  и  $M=1,0$  ( $x$  — расстояние по хорде вперед от задней кромки;  $\Delta p$  — разность давлений на верхней и нижней поверхностях)

кривых распределения давления на нижней поверхности покрытия. Поэтому имитация условий полета МВКА «Спейс Шаттл» на самолете F-104 не была признана достаточно хорошей.

На рис. 22 показано также изменение разности коэффициентов давления на верхней и нижней поверхностях образца теплозащитного покрытия задней кромки элевона ВКС, полученное расчетным путем и в ходе летных испытаний на самолете F-104.

Воздействие на образец скоростного напора 2217 кгс/м<sup>2</sup>, что в 1,2 раза превышает эксплуатационное значение скоростного напора при входе ВКС в атмосферу, не вскрыло каких-либо недо-

статков в конструкции теплозащитного покрытия задней кромки элевона аппарата.

В этих испытаниях были получены важные результаты по давлениям, воздействующим на подложки-компенсаторы напряжений и возникающим в зазорах между плитками, которые были использованы при проведении модификации и проверке аналитических расчетов.

Анализ ВКС МВКА «Спейс Шаттл» после первого испытательного полета показал, что разрушений теплозащитного покрытия рассмотренных участков под воздействием аэродинамических нагрузок не произошло.

Референт Н. Н. Новичков.

## НОВОЕ ВОЛОКНИСТОЕ ТУГОПЛАВКОЕ КОМПОЗИЦИОННОЕ ТЕПЛОЗАЩИТНОЕ ПОКРЫТИЕ ДЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“\*

Необходимость доработки теплозащитного покрытия RSI ВКС МВКА «Спейс Шаттл» привела к созданию научно-исследовательским центром им. Эймса более совершенного волокнистого тугоплавкого теплозащитного покрытия FRCI (Fibrous Refractory Composite Insulation) с улучшенными характеристиками: более высокой механической прочностью, термостойкостью, меньшей теплопроводностью и т. п. Теплозащитное покрытие FRCI представляет собой композиционный материал, состоящий из двух типов керамических волокон без связующего. В его состав входит также карбид кремния в качестве добавки для повышения излучающей способности и повышения оптических свойств при высоких температурах.

Волокно первого типа — алюмоборосиликатное волокно некстель 312 фирмы Мэннинг, Максвелл энд Муар с диаметром 11 мк и длиной 0,31 см, имеющее химический состав: 62% Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>—14% B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>—24% SiO<sub>2</sub>. Волокно второго типа, входящее в состав покрытия FRCI, — микрокварц фирмы Джонс-Мэнвилл диаметром 1—3 мк и переменной длиной, используемый в настоящее время в теплозащите RSI ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Это волокно содержит 99,7% двуокиси кремния.

**Изготовление материала FRCI.** Технологический процесс производства материала FRCI схематично изображен на рис. 1.

Первоначально волокна каждого типа подвергают кондиционированию. Для обеспечения этого процесса волокна микрокварц помещают в пластмассовый контейнер с деионизированной водой и соляной кислотой, через который в течение двух часов продувают азот высокой чистоты для удаления растворимых загрязняющих примесей и неволокнистых материалов. Затем волокна микрокварц промывают три раза по 5 мин деионизированной водой. Для кондиционирования алюмоборосиликатных волокон некстель 312 их обжигают при 1090°C в течение 90 мин, что способствует кристаллизации их структуры и уменьшает дис-

персность. Промытые волокна микрокварц и некстель 312 помещают в смеситель, добавляют по весу ~2% карбида кремния и достаточное количество деионизированной воды. Затем в течение определенного времени, зависящего от требуемого состава материала FRCI и нужного значения плотности, осуществляют перемешивание дисперсии в смесителе.

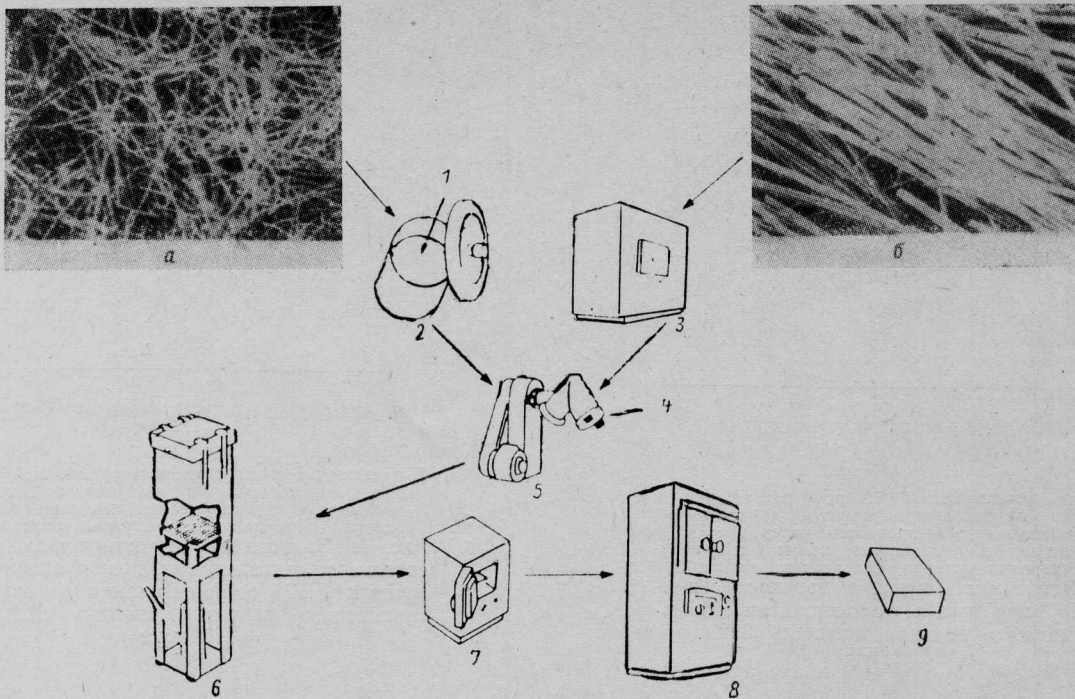
После смешивания образующуюся дисперсию волокон заливают в пресс и прессованием удаляют излишнюю воду, в результате чего получают влажный волокнистый фетр. Затем фетр медленно подогревают до 150°C и выдерживают при этой температуре 18 ч. Полученный сухой фетр спекают при 1330°C в течение 90 мин и разрезают для получения требуемых деталей.

**Свойства материала FRCI.** Относительная прочность материала FRCI, характеризующая пределом прочности при изгибе в направлениях, параллельных или перпендикулярных ориентации волокон, представлена на рис. 2. Максимальная прочность достигается при 20%-ном содержании алюмоборосиликатного волокна некстель 312. На этом рисунке показана также устойчивость морфологической структуры полученного материала, характеризующая содержанием кристобалита после выдержки при 1370°C в течение 4 ч. Эти данные, а также необходимость обеспечения низкой теплопроводности и термоударопрочности способствовали первоначальному выбору для дальнейших исследований и оптимизации материала FRCI-20 с 20%-ным содержанием алюмоборосиликатного волокна. Свойства материала FRCI-20 были оптимизированы посредством модификации прессы, в результате чего была существенно улучшена дисперсия волокон при прессовании заготовки.

На рис. 3 показана зависимость предела прочности при растяжении от величины плотности для материала FRCI-20, изготовленного в лабораторных условиях и на головном заводе фирмы Локхид. Полученные данные показывают, что прочность материала FRCI сильно зависит от его плотности.

На рис. 4 представлены результаты усовершенствований, проведенных в процессе оптимизации материала FRCI-20. Максимальные значения

\* Leiser D. B., Smith M., Goldstein H. E. Developments in fibrous refractory composite insulation. Ceramic Bulletin, 1981, v. 60, N 11, p. 1201—1204.



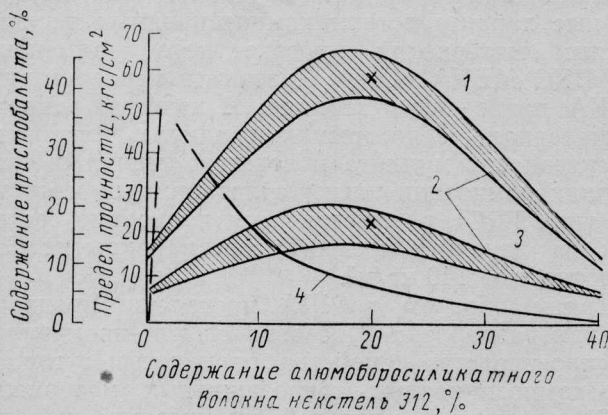
а—волокна двуокиси кремния диаметром 1—3 мк; б—алюмоборосиликатное волокно некстель 312  
 1—деионизированная вода и кислота; 2—промывка дисперсии; 3—обжиг; 4—карбид кремния и аммиак; 5—смешивание; 6—формование; 7—сушка; 8—спекание; 9—обработка заготовок резанием

Рис. 1. Технологический процесс производства теплозащитного волокнистого тугоплавкого композиционного покрытия FRCI

предела прочности при изгибе достигаются в пределах 20—30% содержания алюмоборосиликатного волокна. Механические свойства семейства материала FRCI приведены на рис. 5—6.

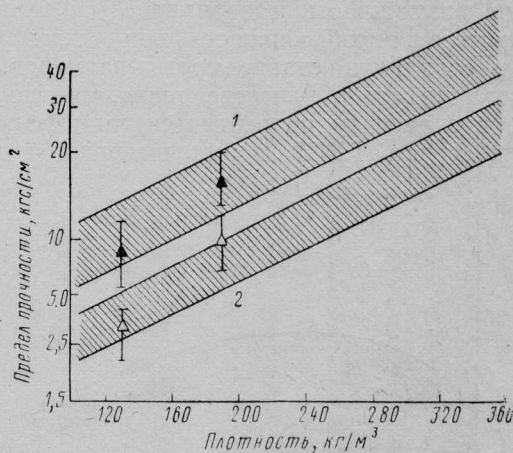
Предел прочности материала FRCI при растяжении в 2,5—4,5 раза выше, чем у теплозащитного материала из волокон двуокиси кремния. Прочность при растяжении модифицированного материала FRCI-20 является функцией плотности. При плотности 190 кг/м<sup>3</sup> предел прочности при растяжении в направлении наибольшей прочности или параллельно ориентации волокон составляет 10,5—

17,6 кгс/см<sup>2</sup> и при растяжении в направлении наименьшей прочности или перпендикулярно ориентации волокон 5—9,8 кгс/см<sup>2</sup> (см. рис. 5). Предел прочности материала FRCI с плотностью 190 кг/м<sup>3</sup> и 20%-ном содержании волокон некстель 312 при изгибе в направлении наибольшей прочности или



1—прочность материала FRCI в направлении наибольшей прочности (параллельно ориентации волокон); 2—предел прочности при изгибе; 3—прочность материала FRCI в направлении наименьшей прочности (перпендикулярно ориентации волокон); 4—содержание кристобалита при выдержке под воздействием температуры 1370°C в течение 4 ч

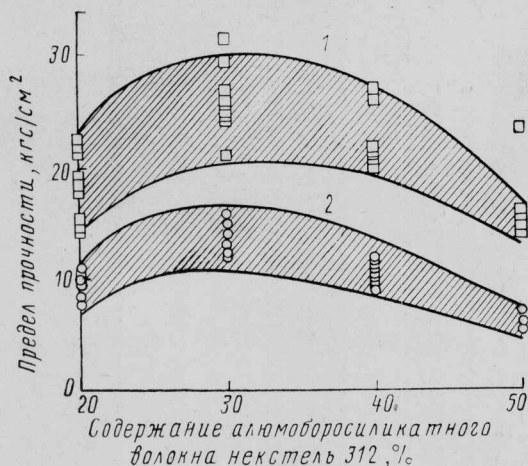
Рис. 2. Зависимость прочности и стабильности экспериментального материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна некстель 312 ( $\rho=320$  кг/м<sup>3</sup>)



заштрихованные области — данные по лабораторной партии материала FRCI; ▲ — данные по опытной партии материала FRCI, полученной на головном заводе фирмы Локхид (растяжение в направлении наибольшей прочности); △ — данные по опытной партии материала FRCI, полученной на головном заводе фирмы Локхид (растяжение в направлении наименьшей прочности)

1—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наибольшей прочности (параллельно ориентации волокон); 2—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наименьшей прочности (перпендикулярно ориентации волокон)

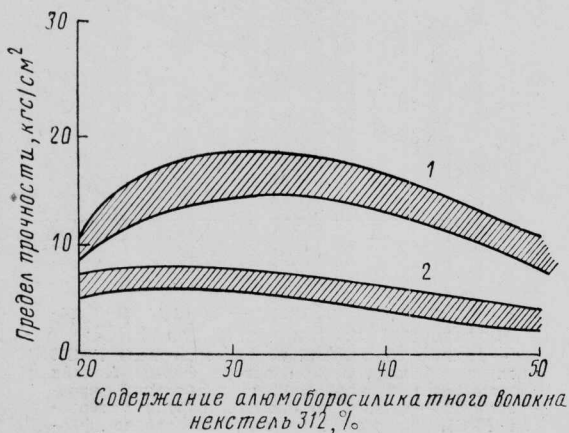
Рис. 3. Зависимость предела прочности при растяжении материала FRCI-20 ( $\rho=320$  кг/м<sup>3</sup>)



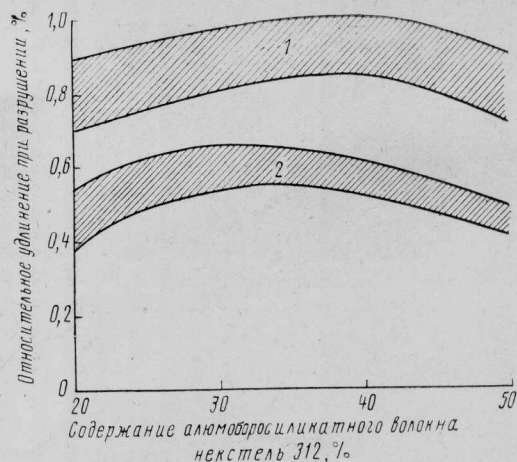
1—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наибольшей прочности (параллельно ориентации волокон); 2—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наименьшей прочности (перпендикулярно ориентации волокон)  
Рис. 4. Зависимость предела прочности материала FRCI при изгибе от содержания алюмоборосиликатного волокна нектель 312 ( $q = 190 \text{ кг/м}^3$ )

параллельно ориентации волокон составляет 14—24 кгс/см<sup>2</sup> и при изгибе в направлении наименьшей прочности или перпендикулярно ориентации волокон 7—12 кгс/см<sup>2</sup> (см. рис. 4). Удлинение при разрушении составляет соответственно 0,38—0,53% при растяжении параллельно ориентации волокон и 0,7—0,9% при растяжении перпендикулярно ориентации волокон (см. рис. 6).

Материал FRCI с содержанием волокон нектель 312, равным 50%, при выдержке 16 ч в условиях воздействия температуры 1425°C имеет предельно малую усадку, величиной которой можно пренебречь. Этот фактор указывает на потенциальную возможность материала FRCI выдерживать изотермический нагрев при температуре 1425°C и сохранять стабильность размеров. При использовании его в качестве теплозащитного покрытия, где нагреву подвергается только поверхность, материал FRCI может выдерживать воз-



1—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наибольшей прочности (параллельно ориентации волокон); 2—прочность материала FRCI при растяжении в направлении наименьшей прочности (перпендикулярно ориентации волокон)  
Рис. 5. Зависимость предела прочности при растяжении материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна нектель 312 ( $q = 190 \text{ кг/м}^3$ )



1—растяжение в направлении наименьшей прочности (перпендикулярно ориентации волокон); 2—растяжение в направлении наибольшей прочности (параллельно ориентации волокон)  
Рис. 6. Зависимость минимального относительного удлинения при разрушении материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна нектель 312 ( $q = 190 \text{ кг/м}^3$ )

действие более высоких температур. Для сравнения можно указать, что используемые в настоящее время теплозащитные плитки из волокон двуокиси кремния покрытия RSI ВКС МВКА «Спейс Шаттл» должны выдерживать при минимальной усадке температуру поверхности 1260°C в течение 16 ч с большим градиентом температуры по высоте материала и в условиях ее быстрого циклического изменения.

На рис. 7 показаны фотоснимки микроструктуры семейства материала FRCI с различным содержанием алюмоборосиликатного волокна, сделанные с помощью сканирующего электронного микроскопа. На рис. 8 приведена зависимость изотермической усадки материала FRCI с плотностью 190 кг/м<sup>3</sup> от содержаний алюмоборосиликатного волокна.

Данные, приведенные на рис. 9, характеризуют зависимость стабильности материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна. Сравнительные характеристики композиционных теплозащитных материалов многократного применения для ВКС МВКА «Спейс Шаттл» и перспективных МВКА приведены в таблице. В качестве основного материала, с которым проводилось сравнение характеристик муллита и новых волокнистых тугоплавких композиционных теплозащитных материалов типа FRCI, рассматривался полностью состоящий из двуокиси кремния состав покрытия RSI с плотностью 140 кг/м<sup>3</sup>.

Таким образом, в США проведена предварительная разработка и освоено опытно-промышленное производство семейства волокнистых тугоплавких композиционных теплозащитных материалов FRCI с высокой удельной прочностью, которые должны быть использованы на перспективных многоэтажных воздушно-космических аппаратах. Эти материалы характеризуются различными (в зависимости от состава) предельными температурами, обладают необычно высокой термоударопрочностью, большим относительным удлинением при разрушении, низкой теплопроводностью и хорошей стабильностью структуры.

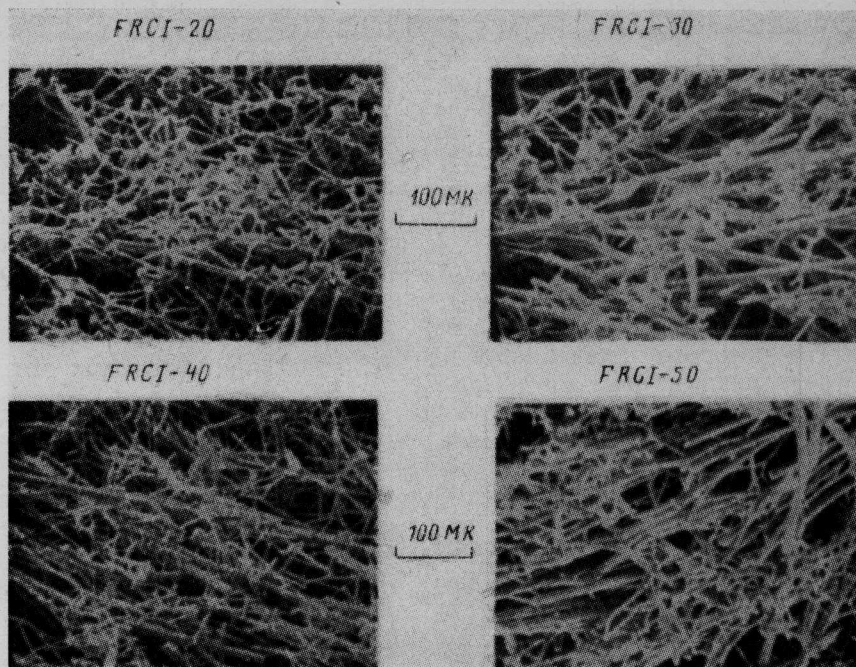
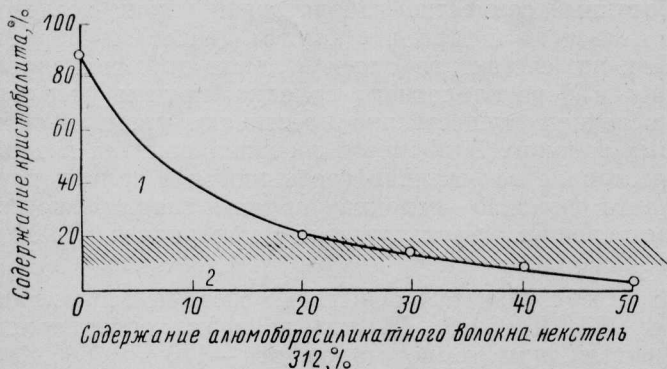


Рис. 7. Зависимость микроструктуры семейства материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна некстель 312 ( $\rho = 190 \text{ кг/м}^3$ )



○ — выдержка при 1425°C в течение 16 ч; ◇ — выдержка при 1260°C в течение 16 ч

Рис. 8. Зависимость изотермической усадки материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна некстель 312 ( $\rho = 190 \text{ кг/м}^3$ )



1 — неадекватная стабильность; 2 — адекватная стабильность  
○ — выдержка при 1425°C в течение 16 ч

Рис. 9. Зависимость стабильности материала FRCI от содержания алюмоборосиликатного волокна

Один из материалов этого семейства, содержащий 22% алюмоборосиликатного волокна с плотностью  $190 \text{ кг/м}^3$ , успешно освоен в серийном производстве. Повышенная прочность этого материала

Таблица  
Сравнительные характеристики композиционных теплозащитных материалов многократного применения для ВКС МВКА «Спейс Шаттл» и перспективных МВКА

Теплозащитные материалы	Относительный коэффициент теплопроводности	Относительный модуль упругости	Относительный предел прочности	Относительная термостойкость
FRCI-20	2,0	1,25	4,5	1,8
FRCI-30	3,5	1,4	5,0	1,0
FRCI-40	4,0	1,2	4,0	0,8
FRCI-50	5,0*	0,9	2,5	0,6
Материал, полностью состоящий из двуокси кремния	1,0	1,0	1,0	1,0
Муллит	10,0	5,0	1,25	0,025

\* Расчетное значение.

ла обуславливает его перспективность — он будет использоваться в системе теплозащиты ВКС «Дискавери» и «Атлантик» МВКА «Спейс Шаттл». Материал FRCI с другим составом и плотностью  $140 \text{ кг/м}^3$ , содержащий 15% алюмоборосиликатного волокна, принят для использования на некоторых ограниченных участках ВКС «Атлантик» МВКА «Спейс Шаттл» и заменит теплозащитные плитки покрытия RSI с плотностью  $144 \text{ кг/м}^3$  на ВКС «Дискавери».

Референт П. И. Качур.

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“

Для повышения прочности клевого соединения между теплозащитными плитками HRSI, LRSI и обшивкой ВКС американские специалисты провели детальный микроструктурный анализ системы крепления теплозащитного покрытия МВКА «Спейс Шаттл».

Для исследования системы «подложка-компенсатор напряжений SIP — теплозащитная плитка» использовался в основном растровый электронный микроскоп, преимущества которого заключаются в широком диапазоне увеличения и высокой разрешающей способности. Для предотвращения структурных изменений исследуемой поверхности при изготовлении образцов использовалась заливка системы «плитка — подложка-компенсатор напряжений SIP» полимером, в состав которого входили полиметилметакрилат и термопластичная смола. Затем полученный залитый блок разрезали, полировали и удаляли заливочный материал растворением в жидком мономере метилметакрилата.

Для исследований с помощью растрового электронного микроскопа все образцы были выполнены электропроводящими посредством нанесения на них поверхностной пленки палладия методом испарения.

Подложка-компенсатор напряжений SIP, располагающаяся между теплозащитной плиткой и обшивкой ВКС, представляет собой найлоновый фетр, изготовленный путем повторного складывания и прошивки по толщине неплотного слоя волокон до тех пор, пока не будет получен материал из спутанных волокон с однородными и точно установленными толщиной и плотностью. В результате прошивки образуются вертикальные пучки волокон, переплетенные с горизонтальной сеткой волокон.

Вертикальные пучки волокон являются основными несущими элементами при воздействии растягивающих нагрузок. Было установлено, что точечные нагрузки на поверхности раздела «плитка — подложка SIP», возникающие за счет непосредственной передачи нагрузки от верхней поверхности данной системы к ее нижней поверхности при приложении растягивающих нагрузок, инициируют локальные разрушения и последующее разрушение всего клевого соединения теплозащитной плитки многократного применения.

Общий механизм передачи нагрузки в подложке SIP усложнен за счет неупорядоченности структуры. Для структуры подложки характерны неупорядоченные переплетения волокон. Характеристика реакции подложки SIP на растягивающие нагрузки является весьма нелинейной, так как некоторые волокна под нагрузкой выпрямляются и разрушаются, а другие проскальзывают друг относительно друга и сплетаются в жесткие петли или узлы.

При изменении направления нагрузки деформация не является обратной, так что при повторном приложении растягивающих нагрузок в подложке-компенсаторе напряжений SIP образуется «мертвая зона». Это еще больше усложняет характеристику «нагрузка — деформация» и, в частности, динамическую характеристику системы «подложка SIP — теплозащитная плитка».

Для приклеивания подложки SIP к теплозащитной плитке многократного применения используют

кремнийорганический клей-герметик RTV. Для исследования волокон подложки SIP, находящихся в тонком слое клея RTV, последний удалили растворением, защитив при этом остальную часть подложки SIP пропиткой в эпоксидной смоле. Для определения предела прочности и динамических характеристик подложки SIP образцы испытывали до разрушения.

Материал теплозащитной плитки представляет собой спеченные волокна двуокиси кремния и выпускается с двумя значениями плотности: 0,144 г/см<sup>3</sup> (материал LI-900) и 0,352 г/см<sup>3</sup> (материал LI-2200).

Для улучшения коэффициента излучения к материалу LI-2200 добавлены частицы карбида кремния. Теплозащитные плитки приклеены к подложке SIP кремнийорганическим клеем, а сама подложка затем приклеивается этим же клеем к алюминиевой обшивке ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Для упрочнения соединения «плитка — подложка SIP» склеиваемую поверхность плитки пропитывают смесью коллоидальной двуокиси кремния и частиц плавленной двуокиси кремния. Пропитка материала LI-2200 производится на глубину 0,81 мм.

Для исследования и сравнения материалов LI-900 и LI-2200 были изучены характеристики и структура упрочненного слоя данных материалов. При исследовании с помощью растрового электронного микроскопа в упрочненном слое были обнаружены типичные усадочные трещины, но влияние этого микроструктурного растрескивания на прочность соединения «плитка — клей-герметик RTV — подложка SIP» было незначительным, если вообще имело место.

Волокнистая структура материала LI-900 является более открытой, чем у материала LI-2200, поэтому морфология упрочненного слоя данных материалов является различной.

Новый материал теплозащитных плиток, разработанный совместно лабораторией научно-исследовательского центра им. Эймса (NASA) и фирмой Локхид, состоит из смеси волокон двуокиси кремния и боросиликатного волокна, причем размеры последнего существенно превышают размеры первых волокон. В процессе спекания волокна в этом материале эффективно соединяются в точках контакта «волокно — волокно», образуя значительно более прочную структуру, чем у материалов LI-900 и LI-2200 [1].

По результатам испытаний системы теплозащиты МВКА «Спейс Шаттл» в первых орбитальных полетах при температурах от —110 до 1650°C, а также в ходе продолжающегося усовершенствования теплозащитных материалов на всех ВКС будет проведена доработка теплозащитного покрытия.

В зонах подвески правого и левого элевон ВКС «Колумбия» на площади 1,85—1,9 м<sup>2</sup> было установлено гибкое теплозащитное покрытие многократного применения FRSI (Flexible Reusable Surface Insulation), рассчитанное на работу при температурах до 371°C. Однако результаты первого орбитального полета МВКА «Спейс Шаттл» показали, что на этих участках температуры превышают

800°C\*. Поэтому покрытие этого типа перед вторым испытательным полетом МВКА было заменено на усовершенствованное гибкое теплозащитно покрытие многократного применения AFRSI (Advanced Flexible Reusable Surface Insulation), разработанное научно-исследовательским центром им. Эймса и изготавливаемое фирмой Джонс-Мэнвилл (Денвер, шт. Колорадо) [2, 3].

Покрытие AFRSI рассчитано на эксплуатацию при температурах от -184 до 982°C и в течение нескольких секунд может выдержать температуры до 1260°C. Оно изготавливается фирмой в виде панелей 838×838 мм толщиной 12,7, 19 и 25,4 мм из высококачественных волокон двуокиси кремния марки Q-Fiber. Это же волокно используется для теплозащитных плиток HRSI и LRSI, установленных на ВКС МВКА «Спейс Шаттл». Волокно Q-Fiber представляет собой волокно аморфной структуры из двуокиси кремния с чистотой 99,8%.

Плотность покрытия AFRSI составляет 144,2—160,2 кг/м<sup>3</sup>. Вследствие высокой чистоты и аморфной структуры волокно Q-Fiber характеризуется высокой стабильностью при рабочих температурах, меньшей усадкой и отсутствием резких изменений объема. Коэффициент теплового расширения волокна Q-Fiber весьма незначителен.

Поверхность трехслойного покрытия AFRSI, которая приклеивается к обшивке ВКС МВКА «Спейс Шаттл», выполнена из стеклоткани, изготовленной из бесщелочного кремнеземного волокна. Средний слой представляет собой фетр из волокна Q-Fiber без связующего. Наружный слой изготовлен из кварцевой ткани, а все три слоя соединены прошивкой кварцевой нитью по рисунку квадрата со стороной 25,4 мм. На нижней стороне теплоизоляции кварцевая нить крепится к нити из стекловолокна, разбивающей эту поверхность на квадраты.

\* По сообщению некоторых источников, в первом полете МВКА «Спейс Шаттл» в этих зонах температура достигала 650°C. *Прим. реф.*

УДК 629.782(73) МВКА «Спейс Шаттл»

## ПЯТЫЙ ПОЛЕТ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 11 по 16 ноября 1982 г. проходил пятый орбитальный полет многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА) «Спейс Шаттл» с воздушно-космическим самолетом (ВКС) «Колумбия» (предыдущие полеты описаны в «ТИ» № 15, 1981; № 10, 1982; № 13—14, 1982; № 21—22, 1982).

На борту МВКА находился экипаж в составе: В. Брандт (командир), Р. Овермейер (пилот), Дж. Аллен и В. Ленуар (специалисты). Пятый полет был первым эксплуатационным полетом, основной целью которого была демонстрация возможности выведения на орбиты коммерческих полезных нагрузок.

Впервые в грузовом отсеке ВКС «Колумбия» наряду с комплектом бортовой измерительной аппаратуры для летных испытаний DFU (Development Flight Instrumentation Unit) были установлены американский SBS-3 и канадский ANIK-C коммер-

ческие спутники связи, предназначенные для выведения на геостационарные орбиты (рис. 1). Вес каждого спутника стоимостью ~30 млн. долл. составлял 3,26 тс [1], а за их выведение на орбиты NASA получило от фирм 18 млн. долл., т. е. 7,2% общих расходов на осуществление пятого полета МВКА (250 млн. долл.).

Перед пятым полетом на ВКС «Колумбия» были установлены 273 новые теплозащитные плитки вместо поврежденных в предыдущем полете.

При подготовке к запуску производилась пробная заправка криогенным топливом внешнего топливного бака для проверки прочности его теплоизоляционного покрытия толщиной 25,4 мм и определения возможности льдообразования на носовой части бака. При испытаниях на теплоизоляции бака образовалось лишь небольшое количество инея, и топливо слили в наземные резервуары.

По сравнению с покрытием FRSI усовершенствованное покрытие AFRSI имеет меньший вес, более высокую прочность и лучший показатель по критерию «стоимость—эффективность». Испытания показали, что теплоизоляция AFRSI выдерживает большие напряжения на сдвиг и скоростной напор в течение 100 полетов ВКС с минимальным техническим обслуживанием и ремонтом, заключающимся в обеспечении водонепроницаемости [4].

Стоимость 1 м<sup>2</sup> покрытия AFRSI составляет ~2150 долл., что в пять раз меньше стоимости 1 м<sup>2</sup> покрытия FRSI (10 764 долл.) [2, 3].

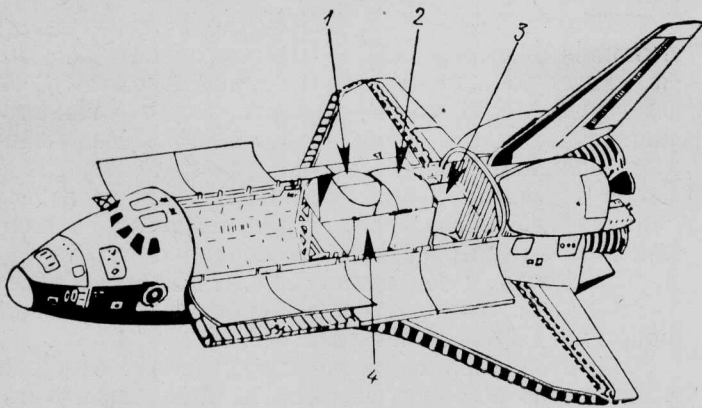
На ВКС «Челленджер» покрытие AFRSI будет установлено на гондолах системы орбитального маневрирования, а также заменит некоторые низкотемпературные теплозащитные плитки покрытия LRSI, разработанные и изготавливаемые фирмой Локхид (Саннивейл, шт. Калифорния).

На ВКС «Дискавери» и «Атлантис» покрытие AFRSI заменит покрытия FRSI и LRSI на площади более 250 м<sup>2</sup> [2]. Кроме того, вместо некоторых теплозащитных плиток покрытия HRSI и LRSI будут установлены плитки из волокнистого тугоплавкого теплозащитного покрытия FRCI (Fibrous Refractory Composite Insulation).

Плотность покрытия FRCI-12, разработанного НИЦ им. Эймса и изготавливаемого фирмой Локхид, составляет 192,2 кг/м<sup>3</sup>. Поскольку плитки покрытия FRCI-12 легче применяемых в настоящее время плиток LI-2200, то и вес системы теплозащиты ВКС «Дискавери» и «Атлантис», на которых они будут установлены в некоторых зонах, будет на 450 кгс меньше веса теплозащитного покрытия ВКС «Колумбия» [3].

1. Newquist C. W., Pfister A. M., Miller A. D., Scott W. D. Microscopy and microstructure of shuttle thermal protection system materials. *Ceramic Bulletin*, 1981, v. 60, N 11, p. 1205—1209.
2. *Flight International*, 1982, v. 121, 27/III, N 3803, p. 744.
3. *Interavia Air Letter*, 1982, 16/III, N 9960, p. 6.
4. *Refractories Journal*, 1982, N 1, p. 18.

Референт П. И. Качур.



1—американский спутник SBS-3; 2—канадский спутник ANIK-C; 3—комплект бортовой измерительной аппаратуры для летных испытаний DFI(U); 4—открытый солнцезащитный экран

Рис. 1. ВКС «Колумбия» с коммерческими спутниками связи, выведенными на орбиту в пятом полете МВКА «Спейс Шаттл»

Отсчет предстартового времени на мысе Канаверал был начат 8 ноября 1982 г. При подготовке к запуску была обнаружена утечка гелия (используемого для наддува бортовых топливных магистралей ВКС) в регуляторе одного из 44 ЖРД системы реактивного управления RCS. Отказавший регулятор был выключен из общей схемы, а вместо него был подключен резервный.

На совещании руководителей программы «Спейс Шаттл» 10 ноября 1982 г. было принято решение о посадке ВКС на бетонированную полосу № 22 авиабазы Эдвардс (шт. Калифорния), поскольку накануне в районе высохшего озера Роджерс прошел ливень, который залил все грунтовые полосы (слой воды достиг 28 мм) и вывел их из строя на 3—4 недели. Запасным местом посадки была выбрана ВПП в космическом центре им. Кеннеди, поскольку на полигоне Уайт-Сэндс (шт. Нью-Мексико) в это время поднялась пылевая буря.

За 6 ч до расчетного времени запуска МВКА началась заправка топливом внешнего топливного бака, за 2 ч до старта экипаж занял места в кабине ВКС (Брандт, Овермейер и Ленуар—в верхнем отсеке управления, Аллен—в среднем бытовом отсеке). С двух катапультируемых кресел командира и пилота были сняты пиротехнические заряды, устанавливавшиеся в предыдущих полетах.

Стартовый вес МВКА составил 2035 тс. Запуск был произведен в 15 ч 19 мин\*, на 50-й секунде полета аппарат прошел одну из наиболее критичных точек участка выведения, где скоростной напор достигает максимального значения, а перегрузка—3 единиц. Через 120 с полета отделились стартовые РДТТ. Произведенные после четвертого полета доработки системы крепления парашютной системы ускорителей\*\* обеспечили их штатное приводнение в 225 км восточнее мыса Канаверал, после чего оба ускорителя были спасены.

\* Здесь и далее время московское. *Прим. реф.*

\*\* Причиной потери в четвертом полете МВКА двух стартовых РДТТ, затонувших на глубине ~1 км, явилось преждевременное срабатывание некоторых пироболтов, обеспечивающих отделение соединительных тросов основных парашютов от корпусов ускорителей для предотвращения их протаскивания в воде при раскрытых парашютах. В результате парашюты не развернулись и скорость приводнения ускорителей была ~150 м/с. *Прим. реф.*

Отсека тяги основных ЖРД SSME была произведена через 510 с после старта МВКА, а после включения двух ЖРД OMS системы орбитального маневрирования через 13 мин после старта ВКС был выведен на промежуточную орбиту, а через 30 мин—на круговую рабочую орбиту высотой 296 км [2].

11 ноября 1982 г. на шестом витке через 8 ч после старта с борта ВКС был выведен первый спутник SBS-3 с межорбитальным буксиром РАМ. Для стабилизации спутник был раскручен на вращающейся платформе до угловой скорости 50 об/мин, а затем с помощью пружинных толкателей выведен из отсека полезной нагрузки ВКС со скоростью 0,85 м/с [1, 3]. Через 45 мин после удаления спутника от ВКС был запущен твердотопливный межорбитальный буксир РАМ, обеспечивший переход спутника на геостационарную орбиту высотой 35 887 км и его «зависание» над восточной частью Тихого океана для обеспечения связи [2].

Во время удаления спутника на безопасное расстояние ВКС был соответствующим образом ориентирован для защиты иллюминаторов кабины от газов струи РДТТ спутника. Вес спутника SBS-3 и буксира РАМ после отделения от ВКС составлял 3271 кгс [1].

Канадский спутник ANIK-C был выведен из грузового отсека ВКС 12 ноября 1982 г. на 22-м витке. При этом использовались аналогичный метод раскрутки спутника на вращающейся платформе и пружинные толкатели. Через 45 мин после отделения от ВКС был запущен буксир РАМ, обеспечивший перевод спутника на геостационарную орбиту высотой 35 880 км [2]. Вес спутника ANIK-C и буксира РАМ составлял 3316 кгс. Межорбитальные буксиры обоих спутников имели заряды твердого топлива общим весом ~4990 кгс и запас гидразина весом 295 кгс. Суммарный вес вращающейся платформы, оборудования и электроники, установленных в грузовом отсеке ВКС для обеспечения запуска каждого спутника, составил около 1088 кгс [1].

Во время орбитального полета экипаж производил запланированные научные эксперименты, наблюдения, испытания и профилактический ремонт некоторых бортовых систем, однако из-за неисправности новых скафандров запланированный на 15 ноября 1982 г. выход в открытый космос Аллена и Ленуара осуществить не удалось. После охлаждения ВКС в течение 24 ч в теневой зоне производились пробные включения ЖРД реактивной системы управления.

Орбитальный полет ВКС «Колумбия» был завершен 16 ноября 1982 г. На 82-м витке в 16 ч 34 мин [2], когда ВКС находился в 2220 км юго-восточнее острова Маврикий над центральной частью Индийского океана, был отработан тормозной импульс. Оба ЖРД OMS проработали 144 с и обеспечили уменьшение орбитальной скорости аппарата на 81,95 м/с. На высоте 122 км и расстоянии 6500 км от места посадки на авиабазе Эдвардс (шт. Калифорния) ВКС вошел в атмосферу.

При спуске в атмосфере экипажем были выполнены штатные S-образные маневры ВКС для гашения избыточной энергии, в промежутках между которыми был проведен ряд испытательных маневров для получения дополнительных данных о ха-



рактических аппарата. Первым маневром ВКС «Колумбия» при спуске в атмосфере был левый разворот с креном, который выполнялся при скорости  $\sim 7,4$  км/с. Выполнение левого испытательного маневра для получения дополнительных данных о летных характеристиках ВКС было начато при скоростном напоре  $19,5$  кгс/м<sup>2</sup>, когда в действие были приведены элевоны и ЖРД системы управления по крену и рысканию. При выполнении второго испытательного маневра, который начался при скоростном напоре  $78,1$  кгс/м<sup>2</sup>, использовались элевоны и ЖРД системы управления по тангажу.

При скорости аппарата, соответствующей числу  $M=18$ , Брандт в режиме ручного управления отдал ручку управления от себя и уменьшил угол атаки ВКС с  $40^\circ$  до  $35^\circ$ , а затем перевел его в кабрирование, увеличив угол атаки до  $45^\circ$ . После завершения этого маневра аппарат вновь был выведен на расчетный угол атаки  $40^\circ$ .

Правый разворот с креном был выполнен на высоте  $52,5$  км при скорости, соответствующей числу  $M=11,3$ , как только между ВКС и землей была восстановлена связь. После этого при числе  $M=6,7$  был выполнен левый разворот с креном.

Руль направления был приведен в действие на высоте  $30,5$  км при числе  $M=4$ , когда ВКС пересек побережье Калифорнии южнее г. Санта-Барбара. Последним маневром ВКС по крену был правый разворот на высоте  $27,4$  км при числе  $M=3,4$ , когда аппарат находился в  $112,6$  км западнее авиабазы Эдвардс. Совместное использование руля направления и элевонов производилось при скорости, соответствующей числу  $M=3$ .

В круг выведения на посадочную глиссаду ВКС вышел в режиме ручного управления, который использовался с высоты  $11,6$  км. Брандт продолжал пилотировать аппарат в ручном режиме до начала посадочной глиссады с углом наклона  $19^\circ$ , а затем ВКС вновь был переведен в режим автоматического управления.

После того как скорость аппарата уменьшилась до значения, соответствующего числу  $M=0,97$ , Брандт снова перешел на ручное управление и осуществил выравнивание ВКС на высоте  $534$  м.

Посадочная скорость аппарата была  $\sim 259$  км/ч\*. Касание бетонированной ВПП № 22 колесами основных стоек шасси произошло в  $518,8$  м от ее входной кромки в  $15$  ч  $33$  мин. Носовое колесо коснулось ВПП в  $1426$  м от ее кромки. Пробег ВКС составил  $2,9$  км. Когда до полной остановки аппарата оставалось  $15$  м, произошло заклинивание внутреннего колеса левой стойки шасси, причины которого исследуются специалистами [3].

В пятом полете МВКА теплозащитное покрытие ВКС получило незначительные повреждения. Представители ВВС США заявили о том, что в районе бетонированной ВПП № 22 на авиабазе Эдвардс, где ВКС совершил посадку, обнаружено несколько обломков высокотемпературных теплозащитных плиток с правой створки ниши основной стойки шасси. Предполагается, что плитки были сорваны при выпуске шасси\*\*. Четыре обломка теплоза-

\* Это значение представляется сомнительным, поскольку расчетная посадочная скорость ВКС составляет  $314-388$  км/ч, а минимальная посадочная скорость —  $277$  км/ч. *Прим. ред.*

\*\* Выпуск шасси ВКС производится за  $15-20$  с до момента касания ВПП. *Прим. ред.*

щитных плиток были найдены около ВПП после анализа полетных данных, проведенного для определения момента открытия створок ниши основного шасси. Специалисты исследуют причины потери теплозащитных плиток при посадке ВКС.

После завершения пятого орбитального полета  $16$  ноября  $1982$  г. ВКС «Колумбия» был доставлен с авиабазы Эдвардс (шт. Калифорния) в космический центр им. Кеннеди (шт. Флорида). Перегонный полет самолета-носителя Боинг 747 и ВКС «Колумбия» с запланированной посадкой на авиабазе Келли (шт. Техас) продолжался  $21-22$  ноября  $1982$  г. После проведения штатных операций в космическом центре им. Кеннеди ВКС был доставлен на завод головной фирмы Рокуэлл (Палмдейл, шт. Калифорния) для доработок.

В шестом полете намечено использовать второй ВКС — «Челленджер» (рис. 2), который также был доставлен из Калифорнии в космический центр им. Кеннеди на самолете-носителе Боинг 747 (рис. 3).

В отличие от основных ЖРД ВКС «Колумбия», имеющих номинальную тягу по  $170,1$  тс на уровне моря, величина тяги двигателей ВКС «Челленджер» составляет  $104\%$  ее номинального значения.

$23$  ноября  $1982$  г. ВКС был состыкован с облегченными внешним топливным баком (рис. 4) и стартовыми РДТТ в корпусе вертикальной сборки VAB. Сухой вес топливного бака составил  $30,3$  тс, что на  $4,54$  тс меньше веса бака, использовавшегося в первом полете МВКА «Спейс Шаттл». Снижение сухого веса бака было достигнуто за счет отказа от применения в топливных магистралях «антигейзерной» линии, уменьшения числа стрингеров, подкрепляющих кольцевых ферм и толщины некоторых химически фрезеруемых элементов конструкции.

Сухой вес каждого стартового РДТТ для шестого полета был уменьшен на  $1,81$  тс за счет уменьшения толщины химически фрезеруемой оболочки корпуса на  $0,5-1,0$  мм (в первых полетах МВКА сухой вес одного ускорителя был  $82,9$  тс). Благодаря соответствующему увеличению заряда твердого топлива ускорителей вес полезной нагрузки МВКА увеличился на  $424$  кгс.

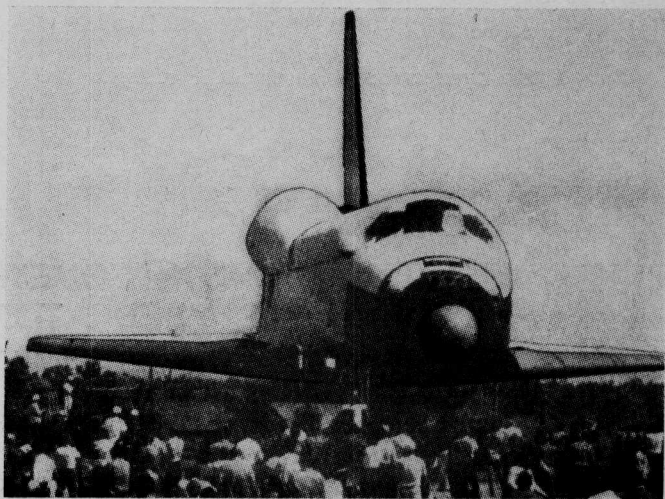


Рис. 2. ВКС «Челленджер», который должен совершить свой первый орбитальный полет в начале  $1983$  г.

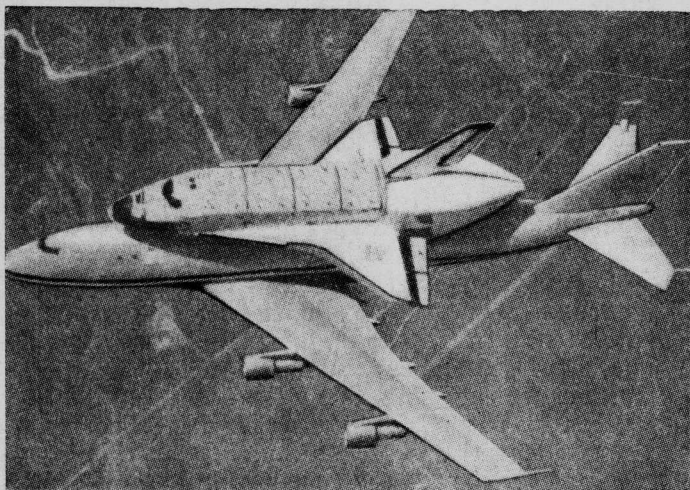


Рис. 3. Доставка ВКС «Челленджер» в космический центр им. Кеннеди на самолете-носителе Боинг 747

ВКС «Челленджер» должен выполнить четыре из пяти орбитальных полетов, запланированных на 1983 г. [4]. 23 ноября 1982 г. ВКС был переведен из корпуса послеполетного обслуживания ОРФ в корпус вертикальной сборки VAB, а 30 ноября 1982 г. собранный МВКА «Спейс Шаттл» был доставлен на стартовую площадку, находящуюся в 5,6 км от корпуса VAB. Транспортировка мобильной стартовой платформы с МВКА осуществлялась на гусеничном транспортёре со скоростью 1,6 км/ч [5]. 18 декабря 1982 г. на стартовой площадке были проведены испытания основных ЖРД ВКС.

Первоначально запуск намечался на конец января — начало февраля 1983 г., однако вследствие обнаружения утечки жидкого водорода в хвостовом отсеке ВКС запуск был перенесен на середину марта 1983 г. \* [6].

В шестом полете на борту ВКС будет находиться экипаж в составе П. Вейтца (командир), К. Бобко (пилот), Д. Петерсона и С. Масгрейва (специалист). Первоначально предполагалось, что продолжительность полета будет 2 суток, однако в связи с необходимостью проведения выхода в открытый космос, не состоявшегося в первом полете из-за неисправности скафандров Аллена и Ленуара, шестой полет намечалось продлить до 4 суток. В этом по-

\* Запуск был осуществлен 4 апреля 1983 г. *Прим. ред.*

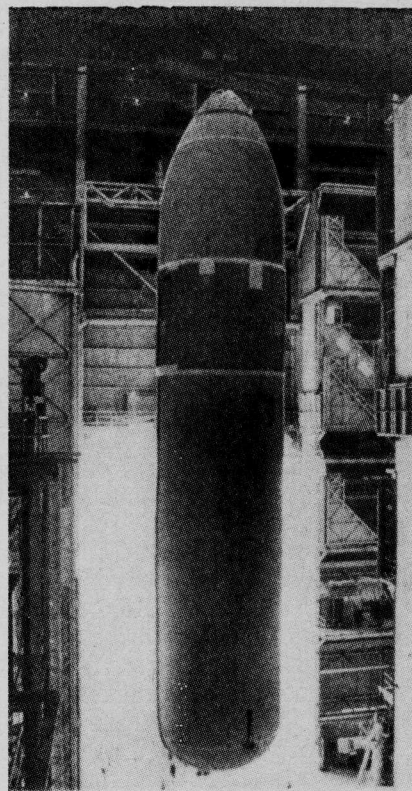


Рис. 4. Облегченный внешний топливный бак для шестого полета МВКА «Спейс Шаттл»

лете на орбиту должен быть выведен спутник NASA [5].

По состоянию на конец 1982 г. стоимость разработки и производства МВКА «Спейс Шаттл» составила 17,287 млрд. долл. В течение 1983 г. планируется выполнить до 7 полетов, в 1984 г. 12 полетов, в 1985 г. — 16 полетов МВКА [2].

1. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 4/X, N 14, p. 40.
2. Сообщения агентств АП, ЮПИ и Рейтер, 1982, 10—17/XI.
3. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 22/XI, N 21, p. 24—28.
4. Aviation Wttk and Space Technology, 1982, v. 117, 29/XI, N 22, p. 27, 72, 73.
5. Сообщения агентств АП и ЮПИ, 1982, 30/XI—1/XII.
6. Air et Cosmos, 1983, 5/II, N 940, p. 45.

Референт Н. Н. Новичков.

УДК 629.782.023

## РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА ОДНОСТУПЕНЧАТОГО МНОГОРАЗОВОГО ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА\*

В США продолжают работы по определению облика перспективных многоразовых воздушно-космических аппаратов (МВКА), которые придут

\*Wilhite A. M. Optimum wing sizing of a single-stage — to — orbit vehicle.  
AIAA Paper N 82—0174.

на смену МВКА «Спейс Шаттл». Изучаются, в частности, проекты одноступенчатых аппаратов SSTO (Single — Stage — To — Orbit) с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой.

В научно-исследовательском центре им. Лэнгли (NASA) были проведены расчеты оптимальных гео-

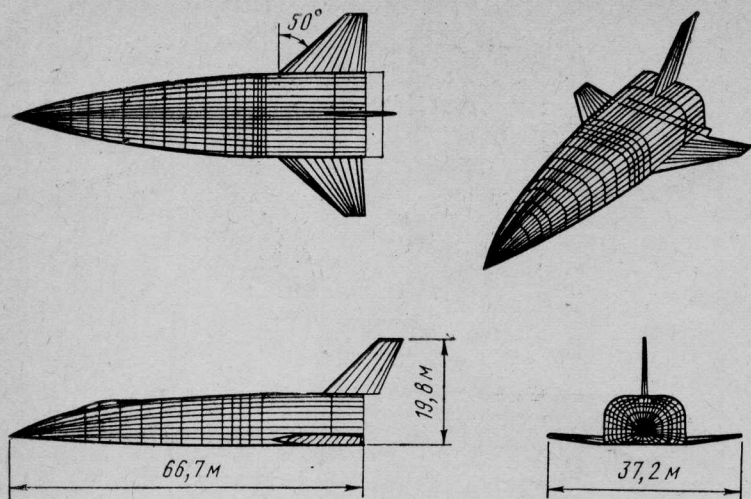


Рис. 1. Схема базового MBKA SSTO

метрических параметров крыла такого аппарата. Эти расчеты проводились на ЭВМ с помощью созданной программы расчета дозвуковых и гиперзвуковых аэродинамических параметров, объединенной с градиентным алгоритмом оптимизации крыла. В качестве параметров крыла были выбраны площадь крыла, его сужение и углы стреловидности по передней и задней кромкам.

В качестве базового был выбран аппарат с ЖРД, работающими на кислороде и водороде. Расчетные требования к нему близки к требованиям, предъявлявшимся к MBKA «Спейс Шаттл», что облегчает сравнение аппаратов различного технического уровня. Одноступенчатый аппарат будет иметь на 25% меньший относительный вес конструкции благодаря более эффективным конструкторским решениям и перспективным материалам. Это касается крыла, фюзеляжа, хвостового оперения, баков и шасси. Уменьшение веса других подсистем и системы теплозащиты не предполагается. Техника ЖРД соответствует двигателям SSME MBKA «Спейс Шаттл», характеристики экстраполированы на случай двухпозиционного сопла (малая степень расширения на стартовом участке, большая — на большой высоте). Поскольку на конечном этапе полета требуется малая тяга, часть ЖРД не имеет раздвижных сопел и отключается в некоторой точке траектории. Применение двухпозиционного сопла улучшает характеристики аппарата вследствие повышения удельного импульса, однако это сопровождается некоторым возрастанием веса силовой установки.

Базовый аппарат рассчитан на полезную нагрузку 29,5 тс (как у MBKA «Спейс Шаттл»), размещаемую в отсеке полезной нагрузки диаметром 4,5 м и длиной 18,3 м. Одноступенчатый MBKA стартует из космического центра им. Кеннеди и выводится на орбиту высотой 92,6—193,2 км с наклоном 28,5°. Параметры траектории выведения на орбиту определялись на ЭВМ с помощью программы оптимизации траекторий POST (см. «ТИ» № 1, 1982). Эта программа находит максимальную массу аппарата на орбите при различных ограничениях путем варьирования высоты изменения степени расширения сопел двигателей, скорости изменения угла тангажа и закона изменения угла атаки. Максимальная продольная перегрузка не превышает трехкратную, максимальная нормальная сила в 2,5 раза больше посадочного веса аппарата. При снижении

в атмосфере аппарат должен балансироваться при гиперзвуковой скорости и углах атаки 25°—50°. Расчетная посадочная скорость 84,9 м/с при угле атаки 15°.

Базовый аппарат был спроектирован с помощью САПР ODIN (Optimal Design Integration System). Схема крыла основана на результатах исследований по выбору оптимального крыла MBKA «Спейс Шаттл» с учетом особых требований к одноступенчатому аппарату.

Крыло имеет следующие параметры: омываемая площадь 487,3 м<sup>2</sup>, характерная площадь 975,5 м<sup>2</sup>, угол стреловидности по передней кромке 50°, угол стреловидности по задней кромке 0°, сужение 6,66, удлинение 2,48, размах 19,0 м, корневая хорда 24,6 м, относительная площадь элевонов 0,15, вес крыла 22 596 кгс.

Схема и габариты аппарата представлены на рис. 1, аппарат имеет центровку 0,73  $l_{\text{ф}}$  ( $l_{\text{ф}}$  — длина фюзеляжа).

Для расчета фюзеляж представлялся в виде сужающейся передней части и основной части постоянного сечения. Передняя часть, форма которой описывается степенными уравнениями второго порядка, представлялась 20 трапециевидными панелями, а элевоны и подфюзеляжный щиток — четырехугольными панелями (рис. 2).

Для вычисления коэффициентов давления каждой панели использовался модифицированный метод Ньютона:

$$\bar{p} = K_{\text{Н}} \sin^2 \alpha,$$

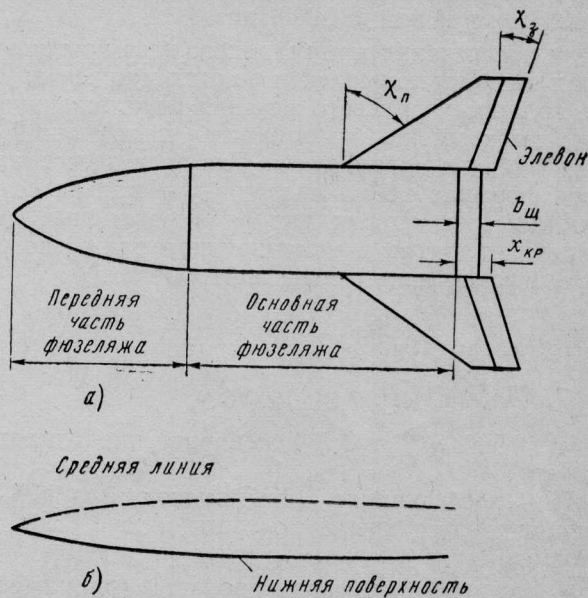
где  $\bar{p}$  — коэффициент давления;  $K_{\text{Н}}$  — коэффициент Ньютона;  $\alpha$  — местный угол атаки.

Общее давление на крыле вычисляется для полного крыла с неотклоненными элевонами. Когда элевон отклонен, давление на него добавляется к общему давлению на крыле.

При условии:

$$\alpha + \alpha_{\text{уст}} + \delta_{\text{э}} \leq 0,$$

где  $\alpha$  — угол атаки аппарата,  $\alpha_{\text{уст}}$  — угол установки крыла,  $\delta_{\text{э}}$  — угол отклонения элевона,



а — вид в плане; б — вид сбоку

Рис. 2. Модель для гиперзвукового анализа ( $x_{\text{кр}}$  — вынос крыла,  $b_{\text{щ}}$  — хорда подфюзеляжного щитка)

элевоном считается находящимся в аэродинамической тени крыла.

Для коррекции математической программы расчета использовались результаты испытаний при числе  $M=20$  в гиперзвуковой гелиевой аэродинамической трубе модели одноступенчатого аппарата (рис. 3), выполненной в масштабе 0,0025.

Исправленные значения коэффициента  $K_H$  для каждого из элементов аппарата в функции угла атаки показаны на рис. 4 (теоретическое значение равно 2). На рис. 5 представлены зависимости  $m_z = f(\alpha)$ .

В процессе расчета крыла был определен минимальный угол атаки, при котором для данной геометрии крыла возможна устойчивая балансировка на гиперзвуковом режиме. Максимальные углы отклонения элевонов и подфюзеляжного щитка были соответственно  $10^\circ$  и  $14^\circ$  (вниз) из соображений ограничения нагрева управляющих поверхностей. При расчетах угол атаки аппарата менялся от  $14^\circ$  вниз до  $40^\circ$  вверх с шагом  $2^\circ$ , угол отклонения элевонов — от  $10^\circ$  вниз до  $40^\circ$  вверх с шагом  $10^\circ$  при фиксированном отклонении подфюзеляжного щитка  $14^\circ$  вниз. Балансировочный угол атаки определялся для каждого положения элевона, а минимальный угол атаки был получен интерполированием.

Аэродинамические расчеты для дозвуковых скоростей выполнялись с помощью эмпирических уравнений, полученных на основе обширных экспериментов в аэродинамических трубах. Поскольку этот метод рекомендуется использовать как дополнение к экспериментальным методам, вычисленные коэффициенты  $c_x$ ,  $c_y$  и  $m_z$  исправлялись с учетом расхождений результатов испытаний модели в масштабе 0,01 в аэродинамической трубе малых скоростей NASA с размерами рабочей части  $2,13 \times 3,05$  м с предварительными результатами, полученными для базового аппарата SSTO.

Расчетная посадочная скорость 84,9 м/с на уровне моря при угле атаки  $15^\circ$  соответствовала критериям, использовавшимся при разработке МВКА «Спейс Шаттл». Посадочный вес аппарата принимался равным 204 000 кгс.

Для обеспечения минимального веса крыла омываемая площадь консолей и размах минимизируются, а толщина корневого сечения максимизируется с тем, чтобы уменьшить габариты, изгибающий момент и рабочие напряжения. Для расчета использовалась формула веса крыла, полученная на основе статистических данных для ряда различных летательных аппаратов и учитывающая снижение веса крыла перспективного МВКА на 25%:

$$G_{кр} \text{ (кгс)} = 10\,566 \cdot 0,75 \frac{(G_{пос} \cdot k \cdot n_{расч} \cdot l \cdot S)^{0,584}}{10^9 \cdot c \cdot b_0} + 7,812 \cdot 2,08 \cdot S,$$

где 10 566,  $10^9$  и 0,584 эмпирические параметры;

0,75 — коэффициент, учитывающий 25%-ное уменьшение веса крыла по сравнению с современным уровнем;

$c$  — толщина корневого профиля (принималась постоянной и равной 0,12);

$k \cdot n_{расч}$  — произведение коэффициента безопасности (1,5) и расчетной нормальной перегрузки (2,5);

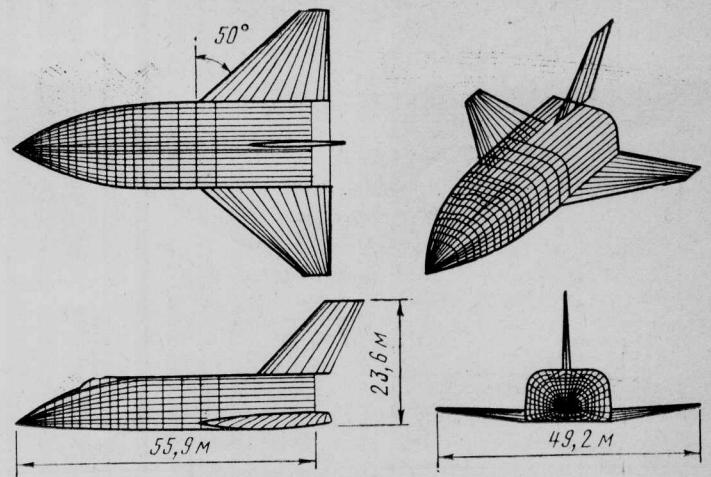


Рис. 3. Геометрия модели для эксперимента в аэродинамической трубе (указанные размеры соответствуют натурному аппарату)

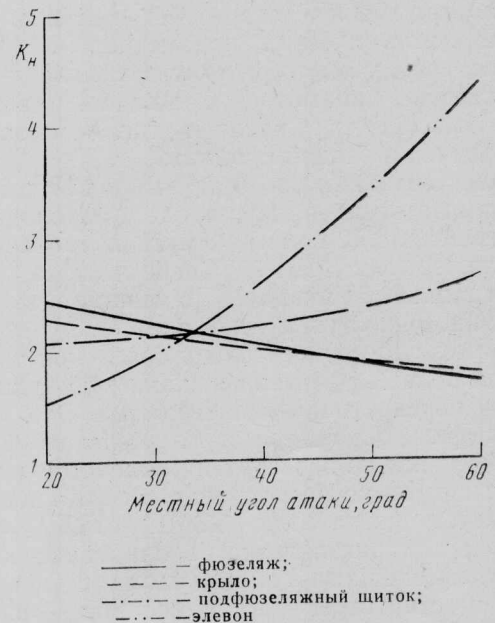


Рис. 4. Уточненные значения коэффициента Ньютона ( $K_H$ ) для компонентов аппарата

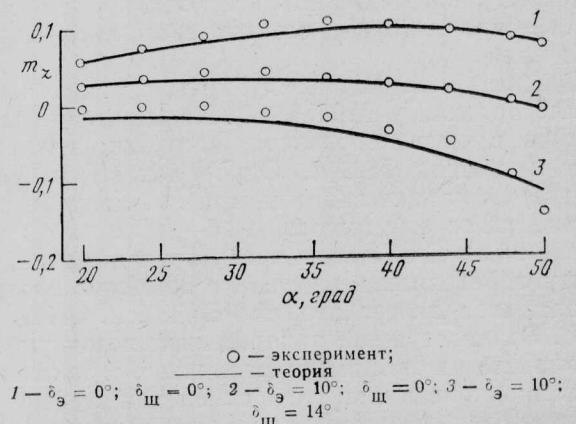


Рис. 5. Теоретические и экспериментальные величины коэффициента момента тангажа для базового МВКА при  $M=20$  ( $\delta_{ш}$  — угол отклонения подфюзеляжного щитка,  $\delta_e$  — угол отклонения элевонов)

Влияние положения центра тяжести аппарата на параметры крыла ( $\chi_3 \leq 10^\circ$ )

Параметры	$\bar{X}_{ц.т}$				
	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74
$S$ , м <sup>2</sup>	213	247	304	408	526
$\chi_{ц}$ , град	48	53	50	46	40
$\chi_3$ , град	5	10*	10*	10*	10*
$\eta$	4,35	5	5	4,76	4,55
$\lambda$	1,92	1,84	2,15	2,73	3,40
$l$ , м	11,7	13,4	15,5	18,9	23,7
$b_0$ , м	15,6	17,8	18,4	19,8	19,4
$G_{кр}$ , кгс	12 372	13 751	16 679	21 625	28 636
$\alpha_{бал}$ , град	25**	25**	25**	25**	25**
$m_z^c y$	0**	0**	0**	0**	0**
$K$	4,5**	4,7	5,2	5,7	6,4
$V_{пос}$ , м/с	84,9**	79,7	71,0	67,7	61,4

\* Геометрические ограничения.

\*\* Действующие аэродинамические ограничения.

$G_{пос}$  — посадочный вес (равный посадочному весу базового аппарата 204 000 кгс);

$l$  — строительная длина консоли крыла;

$S$  — площадь консолей крыла;

$b_0$  — корневая хорда, м;

7,812 — вес теплозащиты на единицу площади (кгс/м<sup>2</sup>), меньший соответствующего показателя для МВКА «Спейс Шаттл» (8,759 кгс/м<sup>2</sup>), поскольку одноступенчатый аппарат имеет меньшую удельную нагрузку на крыло при снижении в атмосфере.

Первое слагаемое в формуле определяет вес консолей крыла и их фюзеляжной соединительной конструкции, а второе слагаемое — вес теплозащиты. Поскольку было принято, что любое уменьшение или увеличение веса крыла приводит к соответствующему изменению веса полезной нагрузки, общий посадочный вес аппарата оставался неизменным. Следует заметить, что между изменением веса крыла и изменением веса полезной нагрузки ( $\Delta G_{п.н}$ ) нет прямого соответствия, поскольку вес вертикального оперения и некоторых подсистем зависит от веса крыла. Более точное соотношение имеет вид:

$$\Delta G_{п.н} = -1,1 \Delta G_{кр.}$$

Формула для определения веса крыла является приближенной, и ее можно использовать для оптимизации площади крыла, длин консоли и корневой хорды.

При оптимизации применялся ускоренный градиентный алгоритм, являющийся частью программы POST. С его помощью решаются общие нелинейные задачи оптимизации итерационных приближений. Сначала обеспечивается выполнение ограничений, после чего уменьшается функционал (если число ограничений меньше, чем число независимых переменных).

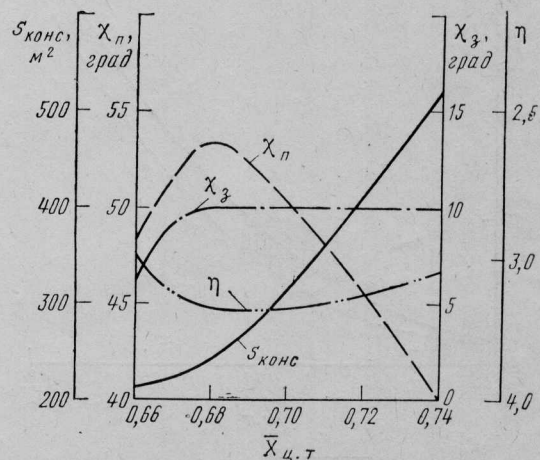
При определении оптимальных параметров крыла независимыми переменными являлись: стреловидность крыла по задней кромке  $\chi_3$ , стреловидность крыла по передней кромке  $\chi_{ц}$ , сужение крыла  $\eta$  и характерная площадь крыла  $S_{хар}$  при следующих ограничениях: балансировочный угол атаки на гиперзвуковом режиме  $25^\circ \leq \alpha_{бал} \leq 50^\circ$  ( $-40^\circ \leq \delta_3 \leq +10^\circ$ ), посадочная скорость  $V_{пос} \leq 84,9$  м/с, дозвуковое аэродинамическое качество  $K \geq 4,5$ ,  $m_z^c y \leq 0$ . Минимизируется вес крыла. Аэродинамические параметры вычисляются для крыла базового аппарата, затем определяется чувствительность аэродинамических параметров к изменению каждой из независимых переменных. Далее программа выполняет итерации до тех пор, пока ограничения не будут удовлетворены. В процессе расчетов действующие ограничения в виде неравенств могут стать недействующими. Если все ограничения действующие, оптимизация исключается, поскольку число независимых переменных равно числу ограничений. Если любое из ограничений становится недействующим, геометрия крыла оптимизируется по минимуму его веса при обеспечении достаточно высоких аэродинамических параметров.

Поскольку одноступенчатый аппарат в отличие от воздушно-космического самолета — орбитальной ступени МВКА «Спейс Шаттл» несет всю силовую установку, он имеет более заднюю центровку ( $0,7 l_{ф}$  у базового аппарата). Центр тяжести других аналогичных аппаратов лежит в диапазоне  $0,68—0,74 l_{ф}$ .

На рис. 6 и в табл. 1 приведено влияние центровки на параметры крыла. При центровке  $0,68 l_{ф}$  площадь консолей становится мала и не обеспечивает выполнение ограничений по  $V_{пос}$  и  $K$ . Для всех случаев расчета запас статической устойчивости и  $\alpha_{бал}$  при гиперзвуковой скорости являлись действующими ограничениями.

Форма крыла базового аппарата была выбрана на основе результатов оптимизации геометрии крыла воздушно-космического самолета МВКА «Спейс Шаттл». Площадь оптимального крыла одноступенчатого аппарата при центровке  $0,70 l_{ф}$  (см. табл. 1) оказалась меньше площади крыла базового аппарата на 30%, а вес меньше на 26%. Результаты расчета при  $\chi_3 \leq 20^\circ$  приведены на рис. 7 и в табл. 2.

Увеличение максимально допустимого угла стреловидности по задней кромке с  $10^\circ$  до  $20^\circ$  при центровке больше  $0,69 l_{ф}$  приводит к уменьшению веса крыла на 28% относительно исходного значения (рис. 8), а площади крыла на 40%. Однако

Рис. 6. Влияние центровки аппарата на параметры крыла ( $\chi_3 \leq 10^\circ$ )

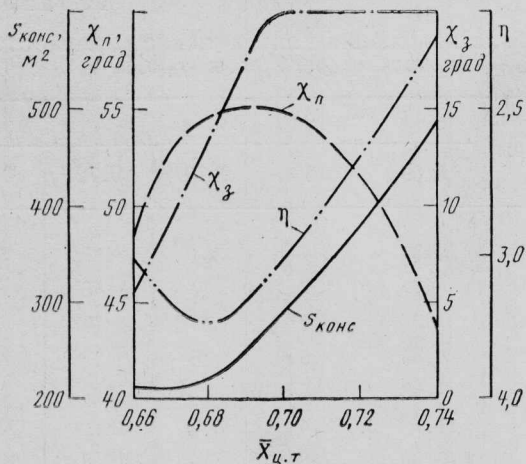


Рис. 7. Влияние центровки аппарата на параметры крыла ( $\chi_z \leq 20^\circ$ )

увеличение стреловидности по задней кромке ограничивается нежелательным рысканием при управлении по крену, углом тангажа при посадке и воздействием факела ЖРД на верхнюю поверхность крыла при старте.

Ограничение по запасу статической устойчивости менялось от 0,02 до -0,05 для оценки влияния на параметры крыла (рис. 9). Было выяснено, что для одноступенчатых МВКА с центровкой более 0,70  $l_{ф}$  доминирующим ограничением является балансировка на гиперзвуковой скорости.

Минимальный балансировочный угол атаки  $\alpha_{бал}$  был принят равным  $25^\circ$ . На рис. 10 показано, что вес крыла может быть уменьшен при увеличении гиперзвукового балансировочного угла атаки. Таким образом, траекторию снижения одноступенчатого МВКА следует выбирать для максимизации балансировочного угла атаки при условии сохранения приемлемой боковой дальности. Этот анализ должен дополнять расчеты нагрева при входе, так как в обоих случаях требуется максимальный угол атаки.

На рис. 11 показано, что увеличение хорды подфюзеляжного щитка приводит к уменьшению размеров крыла, необходимых для балансировки на

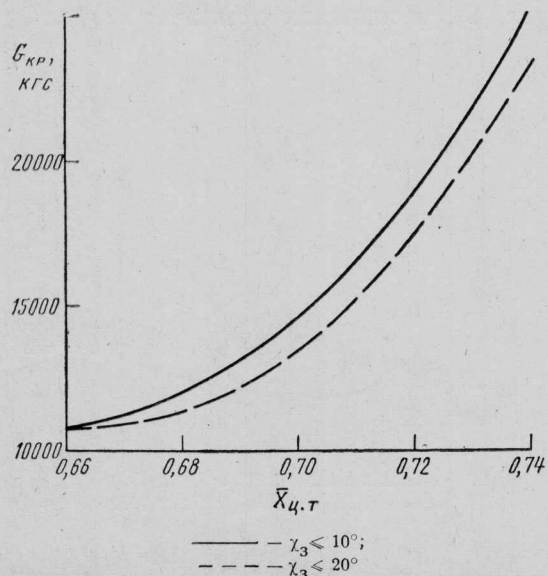


Рис. 8. Влияние ограничения  $\chi_z$  на вес крыла

Таблица 2  
Влияние положения центра тяжести аппарата на параметры крыла ( $\chi_z \leq 20^\circ$ )

Параметры	$\bar{X}_{ц.т}$				
	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74
$S$ , м <sup>2</sup>	213	219	291	381	490
$\chi_{п}$ , град	48	55	55	52	44
$\chi_z$ , град	5	13	20*	20*	20*
$\eta$	4,35	5,26	4,55	3,57	2,94
$\lambda$	1,92	1,84	1,93	2,00	2,71
$l$ , м	11,7	13,0	15,9	20,0	21,8
$b_0$ , м	15,6	16,8	18,6	17,8	18,9
$G_{кр}$ , кгс	12 372	12 782	16 270	21 587	26 601
$\alpha_{бал}$ , град	25**	25**	25**	25**	25**
$m_z^c y$	0**	0**	0**	0**	0**
$K$	4,5**	4,5**	4,7	5,3	5,7
$V_{пос}$ , м/с	84,9**	84,9**	80,2	73,4	67,7

\* Геометрические ограничения.

\*\* Действующие аэродинамические ограничения.

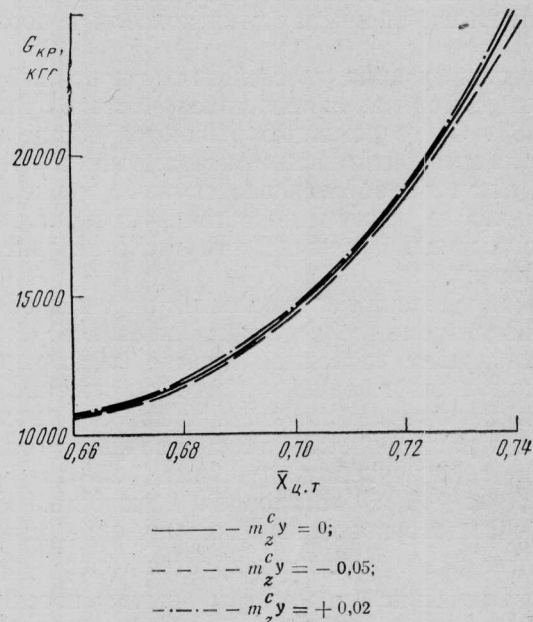


Рис. 9. Влияние ограничения по  $m_z^c y$  на вес крыла

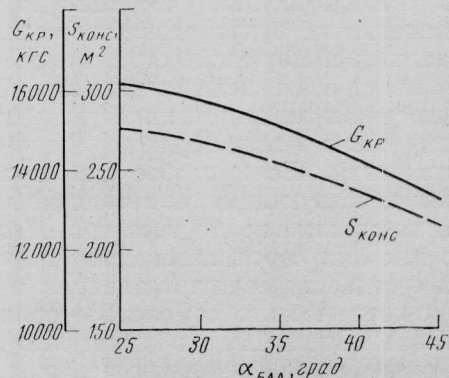


Рис. 10. Влияние ограничения по  $\alpha_{бал}$  на площадь и вес крыла ( $\bar{X}_{ц.т} = 0,70$  и  $\chi_z \leq 10^\circ$ )

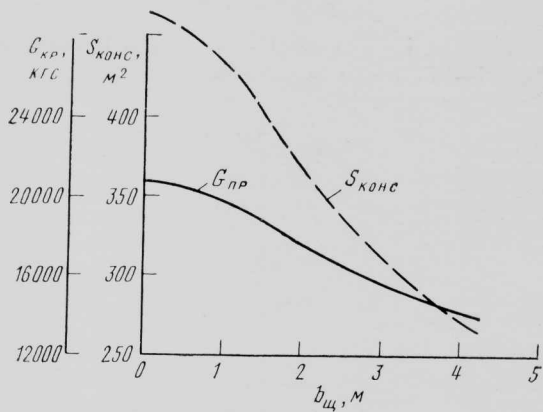


Рис. 11. Влияние хорды подфюзеляжного щитка на площадь и вес крыла ( $\bar{X}_{ц.т} = 0,70$  и  $\chi_{з} \leq 10^\circ$ )

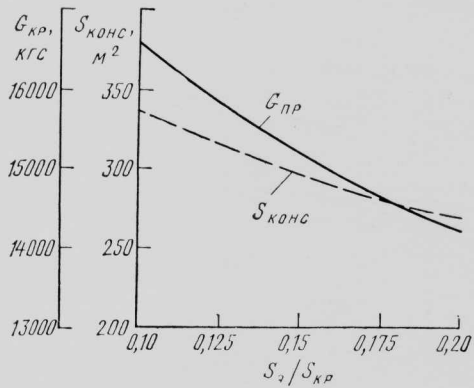
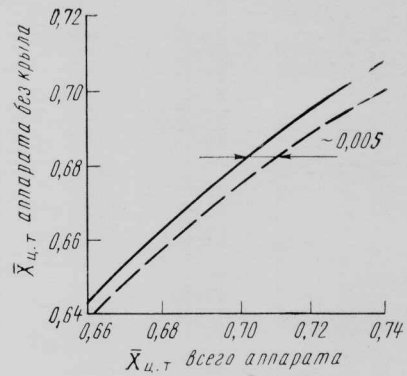


Рис. 12. Влияние площади элевонів на площадь и вес крыла ( $\bar{X}_{ц.т} = 0,70$  и  $\chi_{з} \leq 10^\circ$ )

гиперзвуковой скорости. Однако широкий щиток может быть поврежден факелом ЖРД.



— усовершенствованная конструкция крыла (вес меньше на 25%);  
 - - - конструкция крыла, соответствующая современному техническому уровню  
 Рис. 13. Изменение центровки аппарата при использовании крыла усовершенствованной конструкции

На рис. 12 показано влияние размеров элевона на размеры крыла. Увеличение площади элевонов на 33% приводит к уменьшению площади крыла на 5,5%, но при этом вследствие увеличения шарнирного момента возрастают потребная мощность и вес гидропривода элевонов.

При оценках веса крыла предполагалось, что благодаря широкому использованию композиционных материалов, более точному анализу нагрузок и применению новых конструктивных схем удастся облегчить крыло на 25%. На рис. 13 показано, что аппарат с крылом, соответствующим современному уровню техники, будет иметь более заднюю центровку, чем при использовании техники 2000 г. (предполагается, что положение центра тяжести аппарата без крыла неизменно).

Референт П. С. Шильников.

