



МГТУ им. Н.Э. Баумана
Национальный исследовательский университет



Заведующий кафедрой СМ-13
«Ракетно-космические композитные конструкции», д.т.н., профессор
Резник Сергей Васильевич

E-mail: sreznik@bmstu.ru sergeyvasreznik@gmail.com
+7(909)676-39-53, +7(499)263-64-66

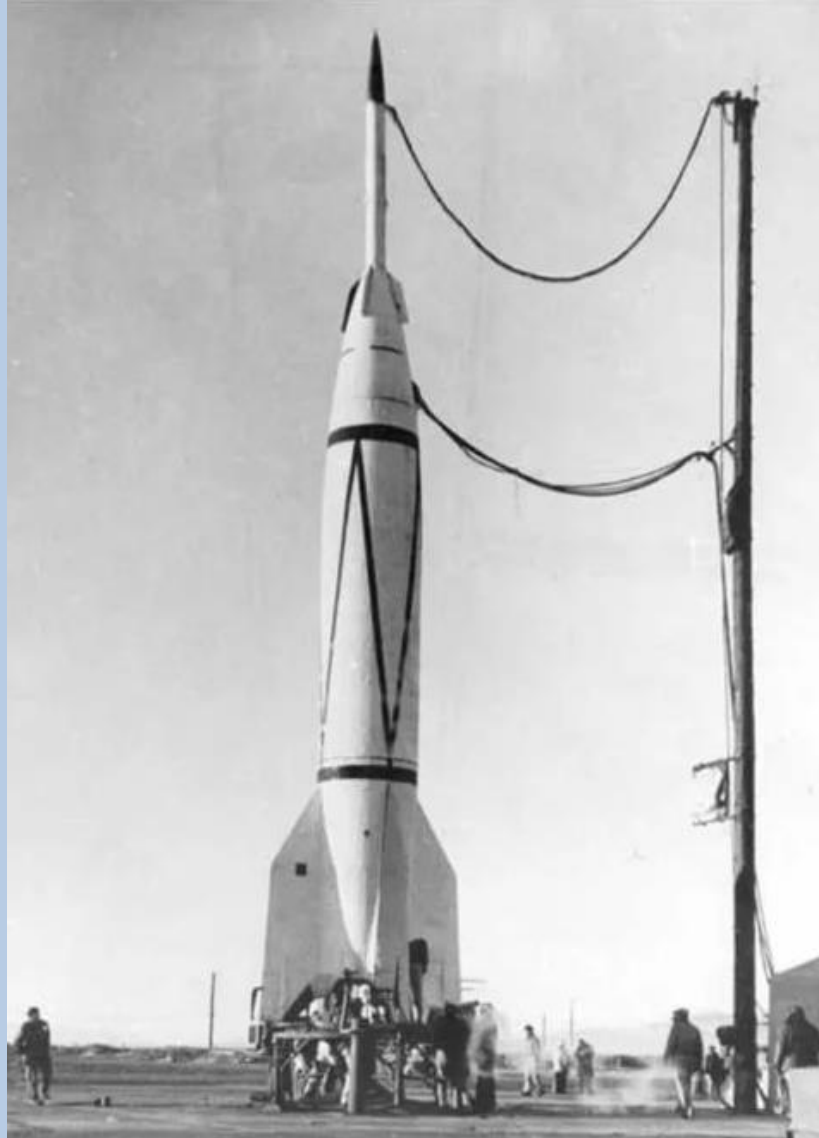
История научной школы по композиционным материалам

Часть 5. США: Ракетный тепловой барьер

Москва 2020

США: Решение проблемы теплового барьера

2



В 1944 г. в США приступили к анализу возможности боевого применения УБРДД. Осваивая трофейную немецкую технику американцы создали на основе V-2 двухступенчатую ракету V-2/WAC Corporal, названную Bumper.

В феврале 1949 г. вторая ступень этой ракеты достигла высоты 392,6 км (244 мили) и гиперзвуковой скорости 2300 м/с (5150 миль/час), соответствующей $M=7$, при спуске в атмосфере. В результате аэродинамического нагрева при спуске корпус ракеты был полностью разрушен. Стало ясно, что гиперзвуковая аэродинамика имеет свои особенности, которые еще слабо изучены.

Экспериментальная ракета V-2/WAC Corporal

США: Решение проблемы теплового барьера

3

В конце 1940-х американцы сделали вывод о нецелесообразности создания ракетопланов военного назначения межконтинентальной дальности типа «Серебряной птицы» (Silbervogel) немецких инженеров Ойгена Зенгера (E. Sänger) и Ирены Бредт (I. Bredt). Они полагали что после разгона и достижения высоты порядка 100 км полет ракетоплана должен сопровождаться отталкиванием от атмосферы, своего рода рикошетированием, с периодическими подъемами в ближний космос для охлаждения нагретого корпуса путем излучения избытка теплоты.



Проект ракетоплана «Серебряная птица» (Silbervogel)

Однако расчёты опровергли этот замысел. Действительно, при планирующем спуске со скоростью, превышающей 2 км/с ($M > 6$), тепловые потоки к поверхности ракетоплана должны быть меньше, чем при баллистическом спуске, но длительность нагрева намного больше, что неизбежно должно было привести к расплавлению любого металлического корпуса.

США: Решение проблемы теплового барьера

4

В 1940-1950-е годы отказ от гиперзвуковых ракетопланов был обусловлен отсутствием соответствующих термостойких материалов. Поэтому в этот период и позже в США вели разработку крылатых ракет (cruise missiles) **Snark (SM-62)**, **Regulus (SSM-N-8)**, **Regulus-II (SSM-N-9)**, **Navaho (SSM-A-5)**, **Matador (MGM-1)**, **Mace (CGM/MGM-13)** и других, скорость которых не превышала $M=3$, что исключало необходимость в тепловой защите.



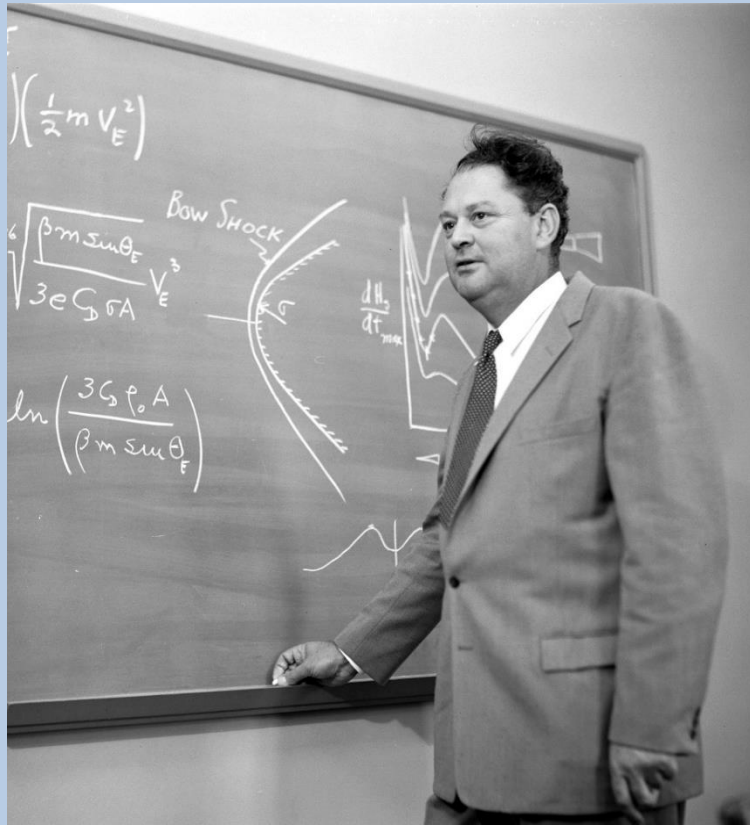
Крылатая ракета Snark (SM-62)



Крылатая ракета Mace (CGM/MGM-13)

США: Решение проблемы теплового барьера 5

Нельзя сказать, что «тепловой барьер» породил тупик в идеях его преодоления. В 1951 г. аэродинамик **Харви Аллен (Н. J. Allen)** из Эймской аэродинамической лаборатории NASA пришел к важным выводам об особенностях обтекания тел гиперзвуковым потоком.



Автор теории «затупленного тела»
Харви Дж. Аллен

В 1952 г. **Х. Дж. Аллен** и **А. Дж. Эггерс, мл. (A. J. Eggers, Jr.)** экспериментально проверили и оформили эти выводы в виде «теории затупленного тела» (**blunt body theory**). Из теории следовало, что затупленное тело будет рассеивать значительную часть тепловой энергии, которая сопровождает движение тела с гиперзвуковой скоростью в атмосфере. Отошедшая ударная волна, скачки уплотнения, физико-химические превращения в пограничном слое и другие явления стали предметом все более глубоких исследований, результаты которых постепенно проясняли взаимосвязь формы тел, режимов их обтекания и интенсивности теплообмена

США: Решение проблемы теплового барьера

6

Несмотря на множество проблем гиперзвукового полета в начале 1950-х в США развернулись работы по новым УБРДД **Atlas** и **Redstone**. Для исследований тепловой защиты использовались:

- гиперзвуковые трубы в центрах **NACA Лэнгли** и **Эймс** с числами $M=15$;
- стенды с плазматронами и газовыми горелками;
- ЭВМ;
- летающие модели и полигоны для их испытания.

Специалисты **NACA**, фирм **General Electric**, **Bell Aircraft**, **AVCO Manufacturing Corporation** и др. стремились реализовать в ГЧ «теорию затупленного тела», исследуя варианты тепловой защиты:

- панельного типа (shingle) из листов W, Mo с гофрированными вставками из полированной стали и алюминия;
- с циркуляцией жидкого охладителя (вода или натрий);
- пористого охлаждения:
- с аккумуляцией теплоты, выделяющейся при аэродинамическом нагреве.

Последний вариант казался им наиболее привлекательным. Корпус ГЧ рассматривался в форме затупленного конуса с углом полураствора 60 градусов из **никель-хромовых и кобальтовых сплавов, графита, бериллия, меди. Даже серебро или золото теоретически попадали в этот круг** в предположении, что боеголовок будет не так уж много.

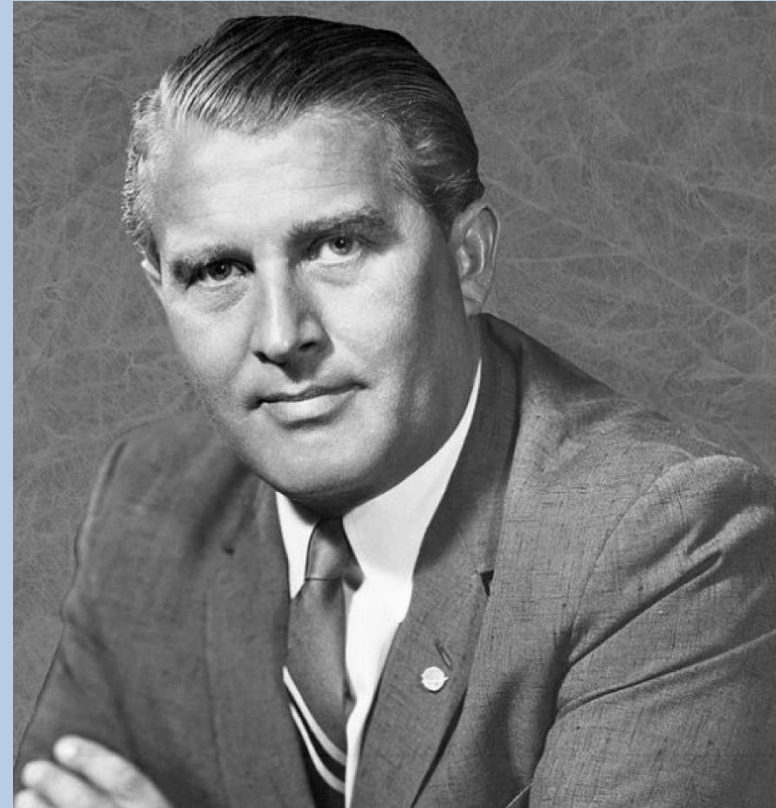
США: Решение проблемы теплового барьера 7

Работы по ракете **Atlas** средней и межконтинентальной дальности возглавил **Карел Боссарт (Karel Bossart)**, а по ракете **Redstone** оперативно-тактического назначения **Вернер фон Браун (Wernher von Braun)**



Карел Боссарт (Karel Bossart)
1904-1975

– главный инженер проекта ракет Atlas,
фирма Convair



Вернер фон Браун (Wernher von Braun)
1912-1977

– главный конструктор ракет V-2, Redstone,
Jupiter, Saturn

США: Решение проблемы теплового барьера

8

Количество поглощенной теплоты можно оценить по формуле:

$$Q = c_p \Delta T M,$$

где c_p – удельная теплоемкость; ΔT – перепад температуры (от начальной температуры до температуры плавления); M – масса конструкции.

Материал При 300 К	Плотность, кг/м ³	Удельная теплоемкость*, Дж/(кг град)	Теплопроводность *, Вт/(м град)	Предельная температура эксплуатации (плавления)
Бериллий	1848	1824	201	1278
Графит	1700-2250	750	160	3000
Медь	8920	400	401	1350

Противоречивость результатов экспериментальных исследований заключалась в том, что **технологичная и сравнительно дешевая медь**, имевшая лучшие показатели аккумуляции теплоты была в 4 раза **тяжелее графита** и почти в 5 раз **тяжелее бериллия**. Графит отпал из-за высокой склонности окислению, испарению и растрескиванию, а никель-хромовые сплавы, типа **Inconel X**, из-за интенсивного прогрева до предельных температур.

Оснащение ракет такими ГЧ тормозилось из-за сомнений относительно устойчивости полета и сильного замедления движения, заметности в инфракрасном спектре, опасности термомеханического разрушения в полете.

США: Решение проблемы теплового барьера 9

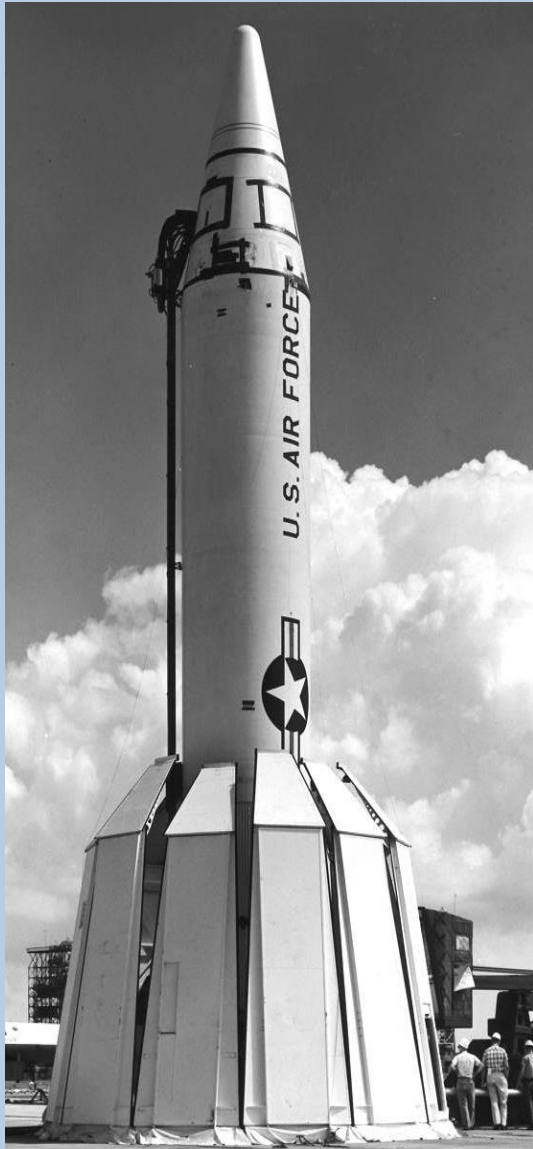


Испытания термоядерного оружия в 1954 г. сняли у американцев опасения о недостаточной точности УБРДД.

Для ГЧ Mk I, Mk II ракет средней дальности **Thor** и **Atlas B/C**, заказанных ВВС, **General Electric** выбрала аккумулирующую тепловую защиту из меди массой 545 кг. В ГЧ Mk 1 ракеты **Polaris**, заказанной Флотом, для тепловой защиты применили бериллий. После успешных испытаний этой тепловой защиты и в Mk II медь заменили на бериллий.

Испытания ракет Thor и Atlas B

США: Решение проблемы теплового барьера 10



Ракета Jupiter на старте

Фирма Vitro Corporation снабдила ГЧ ракеты **Jupiter** абляционным ТЗП. При испытаниях 8 августа 1957 г. ГЧ Jupiter поднялась на высоту 965 км (600 миль) и преодолела 1930 км (1200 миль), доказав эффективность абляционного ТЗП. **Это произошло спустя год после испытаний советской М5РД.**

В 1954-1959 гг. в качестве теплозащитных материалов исследовались **полимерные КМ**, состоящие из **волокон кварцевого стекла марки Refrasil®**, **оксида алюминия марки Fiberfrax®**, **тканей типа Nylon®**, **асбеста, слюды, хлопка и, фенольных, эпоксидных силиконовых и меламиновых связующих**. Были варианты ТЗП из полимерного материала **Teflon®**.

Заметный вклад в исследование абляционной тепловой защиты внесли **Дж. В. Саттон (G. W. Sutton)** из **General Electric**, **Дж. А. Фей (J. A. Fay)** из **MIT**, **Ф. Р. Риддл (F. R. Riddell)** из **AVCO**, **М. С. Адамс (M. C. Adams)**, **Л. Лидс (L. Leeds)**, **С. М. Скала (S. M. Scala)**, **Х. Л. Фридман (H. L. Friedman)**, **Л. П. Каданов (L. P. Kadanoff)** и др.

США: Решение проблемы теплового барьера

11



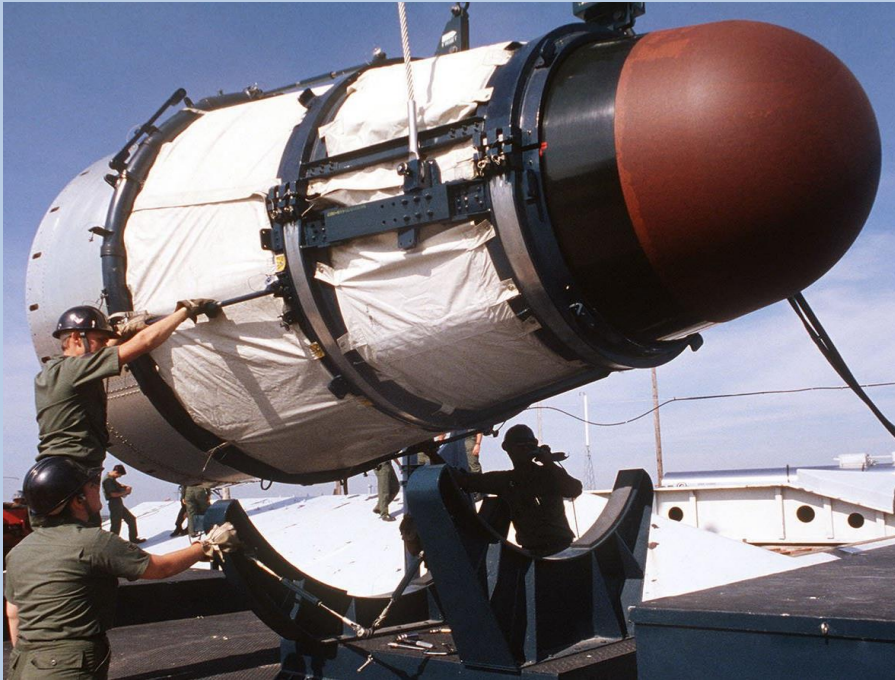
Фирма General Electric применила абляционное ТЗП на основе ткани Nylon® и фенолформальдегидного связующего для ГЧ **Mk III** ракет **Thor, Jupiter, Atlas D**. Фирма Авсо использовала абляционное ТЗП на ГЧ **Mk 4** для МБР **Atlas E/F** и **Mk 5** для ранних вариантов МБР **Minuteman-I**.

Изменение формы ГЧ МБР Atlas D:

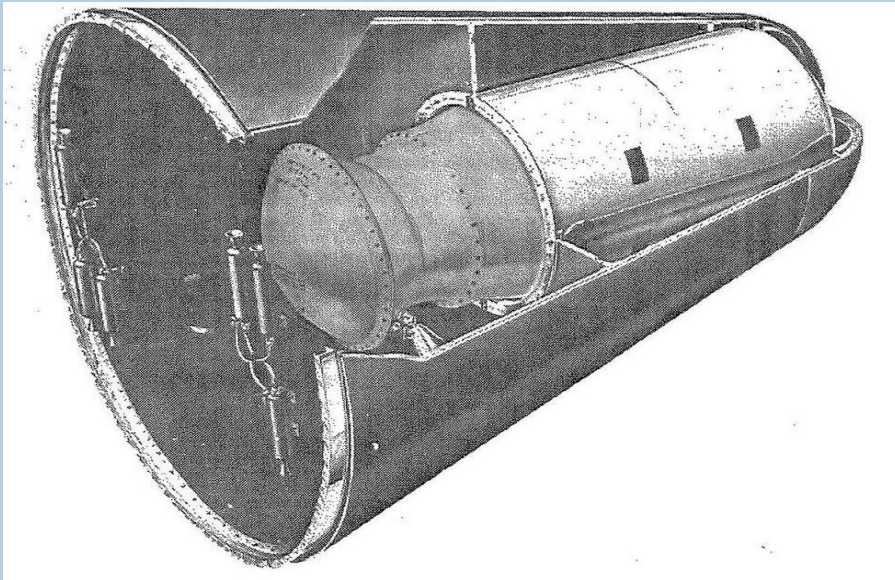
а) – Mk II ; б) – Mk III ; в) – Mk 4

США: Решение проблемы теплового барьера

12



На ракете **Titan II (LGM-25C)** с дальностью полета до 15 000 км, была установлена самая большая в США **ГЧ Mk 6** длиной 3,05 м, массой 3,7 т с термоядерным боевым зарядом W-53 мощностью 9 Мт. Ее тепловая защита была выполнена из КМ на основе **Nylon®** и **фенолформальдегидного связующего**. Полусферический наконечник сочетался в ней с конусом с углом полураствора 12,5 градусов.



ГЧ МБР Titan II (LGM-25C)

Решение проблемы теплового барьера

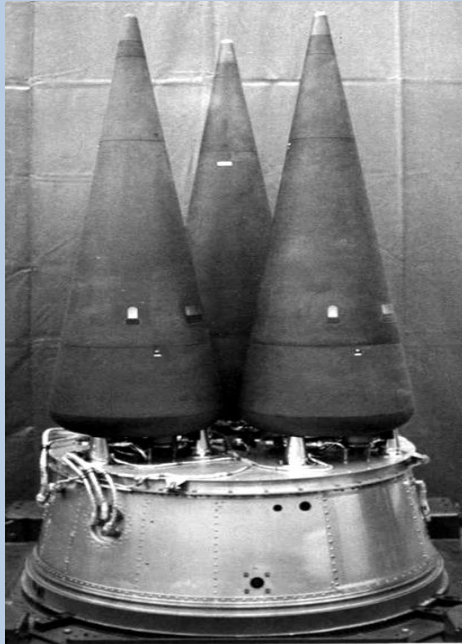
13

Логика развития стратегических наступательных вооружений привела к созданию компактных малоразмерных ГЧ для преодоления рубежей обороны потенциального противника, имеющего средства космического и атмосферного перехвата ракет. Появились многозарядные и маневрирующие ГЧ индивидуального наведения (**Multiple Independently targetable Reentry Vehicle – MIRV**), имеющие формы острых конусов большого удлинения. Такая форма позволяла сократить до минимума время пребывания в верхних слоях атмосферы во избежание перехвата противником и снижении влияния ветров на точность поражения цели.

В их тепловой защите начали использовать новые КМ – **углепластики** и **углерод-углеродных КМ**, обладающих высокой удельной прочностью и жесткостью, стойкостью к действию высокоскоростных, высокотемпературных, химически активных и эрозионных потоков.

Решение проблемы теплового барьера

14



ГЧ МБР Minuteman III (LGM-30G)

Например, ГЧ Mk 12, сконструированная фирмой General Electric для Minuteman III (LGM-30G) и развернутая в 1970 г., содержала три отдельных конических боеголовки. Фирма AVCO участвовала в разработке ГЧ Mk 21 для МБР Peacekeeper (MX) и аналогичной Mk 5 для морской МБР Trident II (D-5) (UGM-133A). ГЧ Mk 21 имела остроносую форму с **наконечником из прошитой углеродной ткани с коническим корпусом из углепластика на эпоксидном связующем с дополнительным абляционным углеродно-фенольным ТЗП.**



ГЧ Mk 5 для морской МБР Trident II (D-5)



ГЧ ракеты 15Ж45 комплекса «Пионер»

За истекшие годы в абляционных ТЗП использованы **различные виды полимерных КМ: стеклопластики (плотность 1800-2200 кг/м³), асбопластики (1400-1900 кг/м³), органопластики (1200-1450 кг/м³) и углепластики (1500-1650 кг/м³)**. Площадь защищаемой поверхности составляла от долей квадратного метра (ГЧ) до нескольких квадратных метров (спускаемые аппараты). При этом масса покрытия, отнесенная к единице поверхности (**погонная плотность**), лежала в **интервале 10-40 кг/м²**. Очевидно, что такой уровень погонной плотности оказывается совершенно неприемлемым для аппаратов с большой площадью поверхности, составляющей сотни квадратных метров. Хотя проблема тепловой защиты получила всестороннее освещение в научной литературе, однако многие разделы этой сложной междисциплинарной области все еще нуждаются в углубленном исследовании.

СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ