

УДК 678.02:621.365

Канд. техн. наук В.Г. Тихий, канд. техн. наук В.В. Гусев, канд. техн. наук А.М. Потапов,
Е.И. Шевцов, И.А. Гусарова, д-р техн. наук Т.А. Манько

ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ВОЗВРАЩАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С КОРПУСАМИ ИЗ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

Проведены расчетно-теоретическая оценка прочностных свойств теплозащитных конструкций возвращаемых космических аппаратов с корпусом из углерод-углеродных материалов и сравнение их со свойствами аналогичных конструкций с корпусом из керамики.

На основе прочностных расчетов определены размеры силовых элементов для корпусов теплозащитных конструкций, удовлетворяющие требованиям прочности, устойчивости к флаттеру, и масса каждой конструкции.

Проведено розрахунково-теоретичне оцінювання міцнісних властивостей теплозахисних конструкцій повертаних космічних апаратів з корпусом із вуглець-вуглецевих матеріалів і порівняння їх з властивостями аналогічних конструкцій з корпусом з кераміки.

На основі міцнісних розрахунків визначено розміри силових елементів для корпусів теплозахисних конструкцій, які задовольняють вимоги до міцності, стійкості до флатера, і масу кожної конструкції.

The paper provides design and theoretical estimation of strength for thermal protection structures of reentry space vehicles with carbon-carbon case as compared to similar structures of case made of ceramics.

Based on the strength calculations we estimated size of load-bearing elements for thermal protection cases that meet the requirements on strength, stability against flutter, and mass of each structure.

Введение. В возвращаемых космических кораблях-самолетах "Спейс шаттл" и "Буран" для теплозащиты участков, нагревающихся до 1200 °С, использовались плитки на основе кварцевого волокна. Серьезным недостатком кварцевых керамических плиток является их чрезвычайная хрупкость и низкая прочность, а также неразъемное соединение плиточной теплозащиты с обшивкой планера.

Период, прошедший после первых успешных полетов орбитальных кораблей "Спейс шаттл" и "Буран", характеризуется анализом и переосмыслением концепции построения теплозащитных конструкций многоразовых орбитальных космических аппаратов. На смену кварцевым керамическим плиткам, неразъемно связанным с поверхностью планера, приходит концепция съемных теплозащитных плиточных конструкций с корпусом из жаростойких материалов и внутренней теплоизоляции. Такая конструкция обеспечивает более надежное по сравнению с системами, использующими клей, крепление панелей

теплозащиты механическим путем и удобство их межполетного обслуживания.

В качестве жаростойкого материала корпуса теплозащитной конструкции (ТЗК) могут служить углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), жаростойкие металлические сплавы и конструкционная керамика. При выборе материала необходимо в первую очередь учитывать его прочностные свойства при температурах эксплуатации, а также существующие технологические возможности для изготовления теплозащитных конструкций. Важное требование касается массы теплозащиты, которая составляет почти 50% грузоподъемности КА [1]. Приемлемыми являются конструкции теплозащиты, поверхностная плотность которых не превышает 10 кг/м².

Каждый из жаростойких материалов имеет свои преимущества и недостатки.

К преимуществам металлов относится то, что их производство высоко стандартизировано и их качество гарантируется в пределах малых допусков. При этом чрезвычайно важным является то обстоятельство,

ство, что накоплен богатый опыт переноса результатов испытаний металлических образцов на натурные детали конструкций. Основными жаростойкими материалами, применяемыми для работы в высокотемпературных конструкциях, являются сплавы на основе железа и никеля. К основным недостаткам металла относятся их высокий удельный вес и недостаточная коррозионная стойкость при рабочих температурах.

Керамические материалы по многим эксплуатационным параметрам (термостойкости, твердости, коррозионной стойкости, плотности, доступности и дешевизне сырья) существенно превосходят металлы и сплавы. Основные проблемы, возникающие при выборе керамики для корпуса ТЗК, – ее естественная хрупкость и возможность катастрофического разрушения за счет развития трещин Гриффитса. Для обеспечения надежности необходимо использовать термостойкие керамические материалы, способные многократно, без зарождения трещин, выдерживать тепловые нагрузки. В перспективную группу попадают такие материалы, как кварцевая стеклокерамика, нитриды кремния и алюминия, титанат алюминия, отличающиеся низким тепловым расширением и высокой термостойкостью. Для противодействия развитию трещин в керамике необходимо стремиться к созданию регулируемой пористости и использованию специальных добавок, способствующих поглощению энергии трещин [2]. Для исключения микроскопических дефектов керамики, выступающих в роли центров зарождения трещин, необходима тщательная очистка исходного порошка, очень тонкий размол и плотная его упаковка перед спеканием. Путем горячего прессования получают наиболее высокопрочные материалы из карбида кремния, однако изделия из них дороже получаемых другими методами, что обусловлено невозможностью изготовления деталей сложной конфигурации без дорогостоящей механической обработки алмазным инструментом [3].

УУКМ характеризуются малой массой, высокой прочностью и жесткостью, высокой теплопроводностью, низким коэффициентом термического расширения, высокой вязкостью разрушения, хорошей сопротивляемостью усталости, жаропрочностью. Более того, прочность этого материала увеличивается с увеличением температуры. Все это определяет выбор УУКМ во множестве аэрокосмических изделий. Углерод-углеродные материалы использовались в конструкции передних кромок и носовых обтекателей космических кораблей "Спейс шаттл", "Буран", "Гермес". УУКМ сохраняют свои механические свойства при температурах до 500 °С в неокислительной среде лучше любого другого материала. При использовании УУКМ в конструкциях теплозащиты КА все внешние поверхности из них должны быть защищены жаростойким эрозиостойким покрытием, предотвращающим унос материала на атмосферном участке полета [1]. Изготовление конструкций из УУКМ является длительным и дорогостоящим процессом.

Учитывая тот факт, что технологии изготовления изделий из УУКМ постоянно развиваются, к плиточной теплозащите из таких материалов проявляется повышенный интерес. При проектировании орбитального корабля "Гермес" было разработано съемное плиточное теплозащитное покрытие с углерод-углеродным футляром и теплоизоляцией из листов золотой фольги и кварцевой ткани (рис. 1, 2).

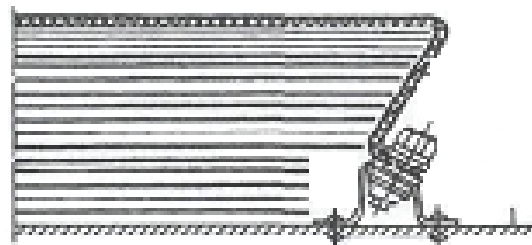


Рис. 1. Конструкция теплозащитной плитки с углерод-углеродным футляром и теплоизоляцией из листов золотой фольги и кварцевой ткани

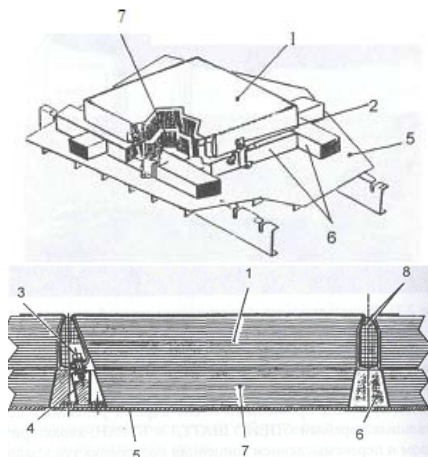


Рис. 2. Схема варианта установки съемного плиточного теплозащитного покрытия на обшивке планера орбитального корабля "Гермес":

- 1 – верхняя плитка; 2 – ниша; 3 – крепеж;
4 – кронштейн; 5 – обшивка планера; 6 – термостойкий элемент; 7 – нижняя плитка;
8 – термостойкая изоляция

Цель данной работы – расчетно-теоретическая оценка прочностных свойств теплозащитных конструкций возвращаемых КА с корпусом из углерод-углеродных материалов и сравнение их со свойствами аналогичных конструкций с корпусом из керамики.

Объектом исследования является съемная многослойная теплозащитная конструкция для многоразовых КА с корпусом из углерод-углеродных и керамических материалов с поверхностной плотностью не более 10 кг/м^2 , способная многократно выдерживать длительные полеты и обеспечивать снижение температуры от 1100 на внешней стенке до $200 \text{ }^\circ\text{C}$ на внутренней стенке в течение 20 мин за один цикл штатного использования аппарата, при этом выдерживать 100-кратное повторение таких циклов в течение 15 лет.

Анализ существующих многоразовых теплозащитных конструкций и требований к ним показал, что съемная теплозащитная конструкция должна быть выполнена по следующей схеме:

– наружный слой, изготовленный из высокотемпературного, жаростойкого материала, имеющего при необходимости защит-

ное антиокислительное покрытие с высоким коэффициентом степени черноты ($> 0,8$);

– теплоизоляция с низкой теплопроводностью, которая расположена под наружным слоем;

– система крепления для установки плиток ТЗ конструкции на корпус многоразового КА;

– межплиточное теплоизоляционное уплотнение для предотвращения просачивания плазмы на корпус многоразового КА;

– легкое теплозащитное покрытие (ТЗП) (фетр, войлок), предохраняющее обшивку многоразового КА от прогара в случае разрушения или повреждения одной плитки и сохранения смежных.

Спроектированные теплозащитные конструкции с корпусом из УУКМ и керамики выполняются по идентичной схеме и отличаются только толщиной конструктивных элементов.

Корпус ТЗК из УУКМ или керамики спроектирован в виде цельноформованного короба размерами $300 \times 300 \text{ мм}$ и высотой 50 мм , передающего внешние нагрузки на силовую оболочку КА. Короб подкреплен четырьмя ребрами, разделяющими его внутренний объем на 9 ячеек размерами в плане $100 \times 100 \text{ мм}$, и снизу замкнут плоским днищем из титановой полированной фольги, склеенным с коробом по торцам стенок и ребер. Корпус имеет отбортовки для крепления к силовой оболочке КА. В ячейки корпуса укладываются блоки из легкого теплоизоляционного материала [4]. Для ТЗК из УУКМ наружная поверхность плитки покрыта жаростойким, эрозийстойким, антикаталитическим покрытием аналогично деталям из УУКМ многоразового КА "Буря". Разработанная теплозащитная конструкция возвращаемых КА из неметаллических материалов представлена на рис. 3.

Так как керамические и углерод-углеродные материалы не допускают значительных изгибных деформаций, которые возникают под воздействием внешних нагрузок, то их закрепление осуществляет-

ся через промежуточный элемент – демпфирующую подложку. Последняя должна иметь определенную эластичность и выполнять роль мягкой пружинящей прокладки (фетр), компенсирующей, во-первых, все неровности внешней металлической поверхности планера, а во-вторых, все изгибные деформации обшивки, и одновременно служить аварийным ТЗП, предохраняющим силовую оболочку от перегрева при разрушении одной плитки.

Корпус опирается непосредственно на аварийное ТЗП, установленное на силовую оболочку КА, и закреплен в четырех углах, при этом в одном из углов крепление жесткое, а в остальных трех – допускает перемещение в плоскости стыка по направлению прямой, связывающей эту точку с жестко закрепленной. Все точки крепления допускают поворот в диагональной плоскости ТЗК. Крепление плиток осуществляется винтами, которые ввинчиваются в гайки, закрепленные на корпусе многоразового КА. В зоне установки винтов располагаются бобышки-термомосты из стеклопластика. За счет низких коэффициентов линейного температурного расширения УУКМ и керамических элементов возможно минимизировать межплиточные зазоры, в которые устанавливается межплиточная теплоизоляция (ТИ) из кварцевого волокна, уплотняемая кварцевыми шнурами. После этого межплиточные швы закрываются уплотнением из жаропрочного сплава (рис. 4).

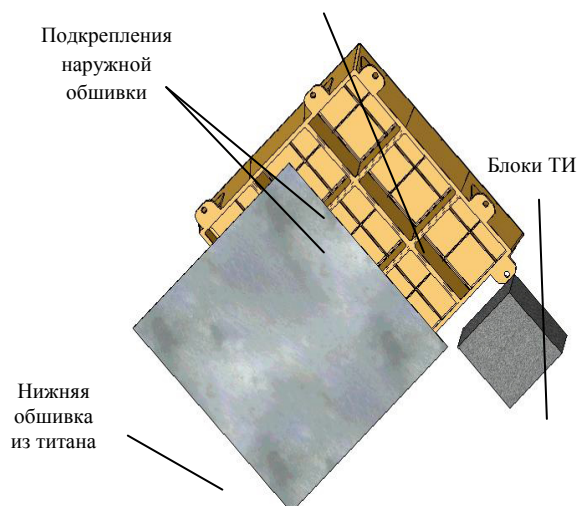


Рис. 3. Конструкция теплозащитной плитки с корпусом из УУКМ или керамики

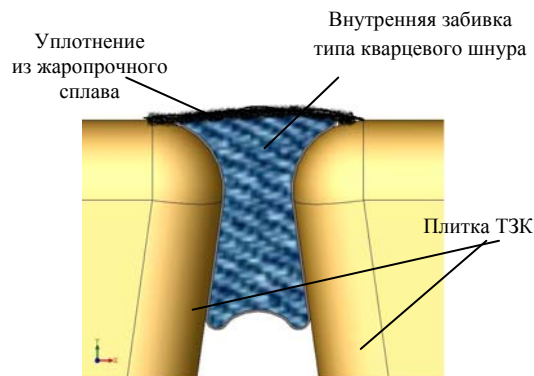


Рис. 4. Вариант межплиточного уплотнения
Принятые для расчета значения свойств УУКМ приведены в табл. 1 [5, 6]. Для сравнения была выбрана силикатная керамика.

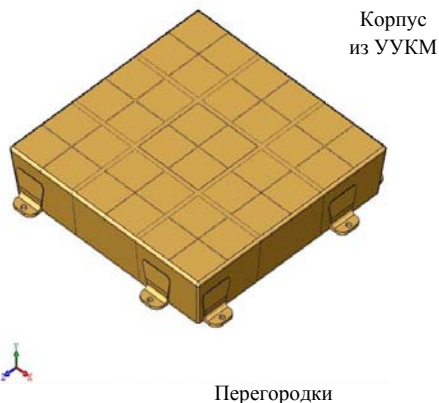
Таблица 1

Свойства материалов при заданных температурах

Температура, °С	Материал	Плотность, г/см ³	E, кг/мм ²	σ _в , кг/мм ²	δ, %	α·10 ⁶ , К ⁻¹
20	УУКМ	1,8-2,0	2400 - 4500	9-14	15	3,0 - 4,7
1100				13-16		
20	Конструкционная керамика	2,4	500	5	-	5,0

Примечание:

E – модуль упругости материала;



σ_b – предел прочности материала при сжатии;

δ – удлинение;

α – коэффициент температурного расширения.

Анализ весовой эффективности теплозащитных конструкций с корпусом из неметаллических материалов проводился на основе прочностного расчета конструкций.

Целью расчетов на прочность является определение размеров основных элементов силового корпуса при различных вариантах конструктивного исполнения и разных применяемых материалах. Полученные данные служат основой для сравнительной оценки массовых характеристик и выбора оптимальной конструкции корпуса.

Для проектных расчетов в качестве основной нагрузки принято внешнее давление и воздействие температуры. Значение расчетного внешнего давления ΔP_p определяется по формуле

$$\Delta P_p = \pm \Delta P \times f,$$

где ΔP – внешнее давление;

$f=1,3$ – коэффициент безопасности в зависимости от давления;

$f=1,0$ – коэффициент безопасности в зависимости от температуры.

При прочностных расчетах рассматривались следующие случаи нагружения теплозащитного элемента:

– квазистатическое внешнее давление при нормальной температуре конструкции, что соответствует воздействию ударно-волнового давления при старте ($0,15 \text{ кгс/см}^2$), напору воды при воздействии дождя ($0,3 \text{ кгс/см}^2$), аэродинамическому давлению на нижнем атмосферном участке спуска и посадки ($0,5 \text{ кгс/см}^2$) – случай 1;

– внешнее давление на верхнем атмосферном участке спуска при повышенной температуре конструкции ($0,1 \text{ кгс/см}^2$ при температуре $1000 \text{ }^\circ\text{C}$) – случай 2;

– максимальное температурное нагружение корпуса ($1100 \text{ }^\circ\text{C}$ на наружной поверхности ТЗК и $200 \text{ }^\circ\text{C}$ – в точке контакта с силовой оболочкой КА) – случай 3.

Предварительные расчеты показали, что случай 2 не является определяющим по прочности корпуса, поэтому в дальнейшем все расчеты проводили только с учетом нагружения наружным расчетным давлением $0,65 \text{ кгс/см}^2$ при температурах до $1100 \text{ }^\circ\text{C}$. Распределение температуры по толщине корпуса принималось близким к линейному.

Кроме того, с целью предотвращения флаттера (самовозбуждающихся незатухающих изгибающих и крутящих автоколебаний элементов конструкции летательного аппарата, которые могут привести к его разрушению) при максимальных скоростных напорах на участке спуска от конструкции требовалось, чтобы частота первого тона собственных колебаний составляла не менее 100 Гц .

Выбор размеров силовых элементов корпуса и способа закрепления на оболочке КА проводился на основе расчетов напряженно-деформированного состояния (НДС), запасов прочности, устойчивости и модального анализа конечно-элементных моделей соответствующих конструкций, выполненных с помощью пакетов конечных элементов программ Nastran.

Коэффициент запаса прочности (устойчивости) определялся как отношение предела прочности материала (критической нагрузки для конструкции) к максимальному напряжению (расчетной нагрузке). Прочность (устойчивость) конструкции считалась достаточной, если коэффициент запаса прочности (устойчивости) был не менее единицы.

Основные результаты расчетов корпуса из УУКМ при выбранных толщинах представлены в табл. 2 и показаны на рис. 5–7. Следует отметить достаточно низкую деформативность конструкции как при действии механических нагрузок, так и при нагреве.

Таблица 2

Результаты расчетов корпуса из УУКМ

Расчетный случай нагружения	Расчетные параметры	σ_b , кгс/см ²	σ_{max} , кгс/см ²	V_{max} , мм	W_{max} , мм	η	F , Гц	№ рис.
Расчетное давление	Прочность	900	703	0,4	1,4	1,28	-	5
	Устойчивость	-	-	-	-	1,16	-	-
Температурное нагружение	Прочность	1300	107	0,63	1,48	12,1	-	6
	Устойчивость	-	-	-	-	36,6	-	-
Частотный анализ	Форма 1	-	-	-	-	-	742	7
	Форма 2	-	-	-	-	-	762	-
	Форма 3	-	-	-	-	-	808	-

Примечание:

σ_b – предел прочности материала при сжатии;

σ_{max} – максимальные напряжения в конструкции по Мизесу;

V_{max} – максимальные перемещения в плоскости ТЗП (в направлении осей X и Z);

W_{max} – максимальные перемещения в направлении, перпендикулярном плоскости ТЗП;

η – коэффициент запаса прочности (устойчивости);

F – частота собственных колебаний при нормальной температуре.

По условиям прочности толщина листа корпуса, контактирующего с наружной средой и непосредственно воспринимающего внешние нагрузки, равна 1,6 мм, толщины боковых стенок и ребер – 0,9 мм. Днище представляет собой лист из титанового сплава толщиной 0,6 мм с девятью отверстиями облегчения диаметром 80 мм. Масса корпуса равна 371 г.

Основные результаты расчетов корпуса ТЗК из силикатной керамики приведены в табл. 3 и показаны на рис. 8–10.

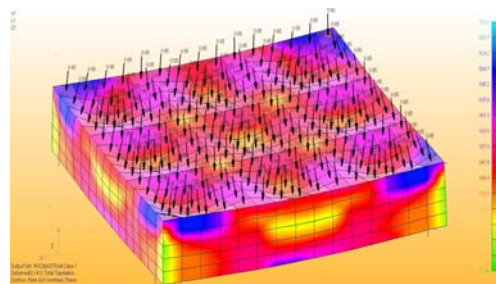


Рис. 5. Напряженно-деформированное состояние корпуса из УУКМ при нагружении давлением $P_p=0,65$ кгс/см²

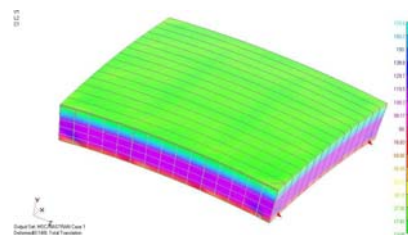


Рис. 6. Напряженно-деформированное состояние корпуса из УУКМ при температурном нагружении

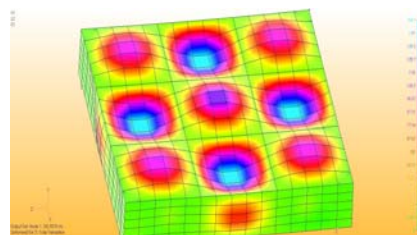


Рис. 7. Форма первого тона собственных колебаний корпуса из УУКМ

Таблица 3

Основные результаты расчетов корпуса ТЗК из силикатной керамики

Расчетный случай нагружения	Расчетные параметры	σ_b , кгс/см ²	σ_{max} , кгс/см ²	V , мм	W , мм	η	F , Гц
Расчетное давление	Прочность	500	278	0,85	4,0	1,8	-
	Устойчивость	-	-	-	-	2,38	-
Температурное нагружение	Прочность	500	252	1,1	0,23	1,98	-
	Устойчивость	-	-	-	-	1,03	-
Частотный анализ	Форма 1	-	-	-	-	-	271
	Форма 2	-	-	-	-	-	293
	Форма 3	-	-	-	-	-	314

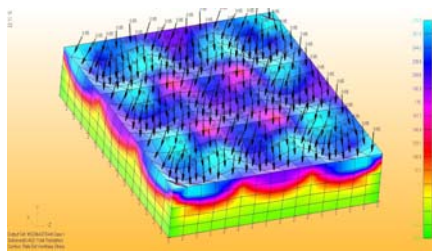


Рис. 8. Напряженно-деформированное состояние корпуса ТЗК из силикатной керамики при нагружении давлением $P_p=0,65 \text{ кгс/см}^2$

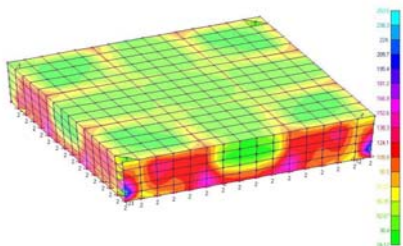


Рис. 9. Напряженно-деформированное состояние корпуса ТЗК из силикатной керамики при температурном нагружении

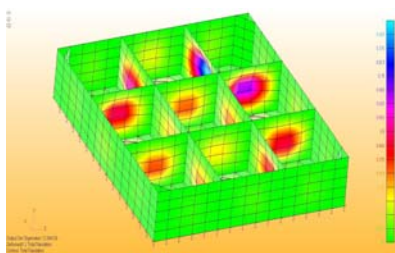


Рис. 10. Характер потери устойчивости корпуса ТЗК из силикатной керамики при температурном нагружении

По результатам модального анализа частоты первых трех тонов собственных колебаний корпуса составляют 271, 293, 314 Гц. Форма первого тона собственных колебаний корпуса показана на рис. 11.

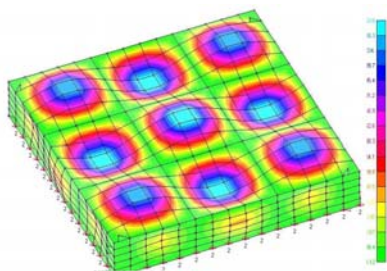


Рис. 11. Форма первого тона собственных колебаний корпуса из керамики

Толщина наружного листа короба, воспринимающего внешние нагрузки, равна 2,0 мм, толщины боковых стенок и ребер – 1,0 мм. Масса корпуса равна 920 г.

Анализ результатов расчета. В результате расчетов определены размеры силовых элементов для корпусов ТЗК, выполненных из неметаллических материалов, которые удовлетворяют требованиям прочности, устойчивости к флаттеру, и массы каждой конструкции (табл. 4).

Таблица 4

Характеристики корпусов

Материал корпуса	Толщина наружной обшивки корпуса ТЗК, мм	Толщина боковых стенок и ребер, мм	Толщина днища, мм	Масса, г	Масса 1 м^2 , кг	Запас прочности (устойчивости)	Частота первого тона при $t = 20$ (1000) $^{\circ}\text{C}$
УУКМ	1,6	0,9	0,6	371	4,15	1,16	742 (742)
Конструкционная (силикатная) керамика	2,0	1,0	1,4	920	11,0	1,03	271 (271)

ТЗК с корпусом из УУКМ в 2,5 раза легче аналогичной конструкции из конструкционной керамики, при этом масса 1 м^2 корпуса из анализируемой конструкционной керамики составляет 10 кг, что превышает допустимый уровень.

Поверхностная плотность теплозащитной конструкции с корпусом из УУКМ, масса 1 м^2 которого составляет 4,15 кг, и кремнеземной теплоизоляции с поверхностной плотностью $2,24 \text{ кг/м}^2$ [3] не будет превышать 7 кг/м^2 , что на 20% ниже плотной теплоизоляции КА "Буран". К недостаткам этих конструкций относится необходимость нанесения защитного антиокислительного покрытия и длительный дорогостоящий процесс их изготовления.

Выводы. Проведены расчетно-теоретические оценки прочностных свойств тепло-

защитных конструкций возвращаемых КА с корпусами из углерод-углеродных и керамических материалов. На основе прочностных расчетов ТЗК определены размеры силовых элементов для корпусов ТЗК, удовлетворяющие требованиям прочности, устойчивости к флаттеру, и массы каждой конструкции.

Теплозащитная конструкция с корпусом из УУКМ имеет поверхностную плотность $4,15 \text{ кг/м}^2$ и в 2,5 раза легче аналогичной конструкции из конструкционной керамики. Другим преимуществом этой конструкции являются низкие внутренние напряжения при нестационарном нагреве конструкции. Корпуса из рассматриваемой силикатной конструкционной керамики имеют поверхностную плотность $11,0 \text{ кг/м}^2$ и являются неконкурентоспособными для использования в ТЗК возвращаемых КА.

Корпуса ТЗК из УУКМ требуют специальной защиты наружной поверхности от уноса при высоких температурах, а также создания технологий изготовления тонкостенных конструкций.

Список использованной литературы

1. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. – М.: МАИ, 2003.

2. Коледа В.В. Теплозащитные элементы для многоразовых аэрокосмических летательных аппаратов/ В.В. Коледа, С.Г. Положай, А.М. Потапов, Ф.М. Телевной, В.Г. Тихий, И.А. Гусарова// Материалы 1-й Междунар. конф. "Передовые космические технологии на благо человечества", 18-20 апр. 2007 г. – Днепропетровск, 2007.

3. Третьяков Ю.Д. Керамика в прошлом, настоящем и будущем / <http://www.pereplet.ru>

4. Тихий В.Г. Перспективные материалы для многослойной теплозащитной конструкции космических аппаратов многоразового использования/ В.Г. Тихий, И.А. Гусарова, А.М. Потапов, Г.А. Фролов // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – 2011. – Вып. 2. – Днепропетровск: ГП "КБ "Южное". – С. 133–145.

5. Конструкционная огнеупорная керамика/ <http://piclerama.ru/goods2.html>

6. Мелешко А.И., Половников С.П. Углерод, углеродные волокна, углеродные композиты. – М.: Сайнс-пресс, 2007.

Статья поступила 14.01.2014