

УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010. С. 111–119.

6. ОСТ 92-1461-77 «Пластмассы теплозащитного и конструкционного

назначения. Метод определения упругих характеристик при растяжении и сжатии».

Надійшла до редколегії 01.06.2018 р.

УДК 629.7.023.224:621.454.3

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ВНУТРЕННИХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Т.А. Манько¹, К.В. Козис²

¹ *Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, г. Днепр*

² *ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, г. Днепр*

Наведено основні результати робіт, пов'язані зі створенням, дослідженням матеріалів та розробкою технології виготовлення та контролю якості внутрішнього теплозахисного покриття ракетного двигуна твердого палива з композиційних матеріалів в ДП «КБ «Південне».

Ключові слова: тверде паливо, двигун, композиційні матеріали.

The article presents the main results of works related to material creation and study, and development of manufacturing of inter heat-protection cover made of composite materials in Yuzhnoye SDO for solid propellant rocket engines.

Keywords: solid fuel, engine, composite materials.

В статье приведены основные результаты работы, связанные с исследованием материалов, разработкой технологии изготовления и контроля качества внутреннего теплозащитного покрытия ракетного двигателя твердого топлива из композиционных материалов в ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля.

Ключевые слова: твердое топливо, двигатель, композиционные материалы.

Введение. В настоящее время среди конструкций ракетно-космической техники наибольшую популярность имеют двигатели твердого топлива из полимерных композиционных материалов. Это связано с простотой эксплуатации, автономностью работы, возможностью длительного хранения и надежностью. Однако, несмотря на преимущества ракетного двигателя твердого топлива, при проектировании и изготовлении существует проблема создания внутренних теплозащитных покрытий (ВТЗП), обеспечивающих их работоспособность. Эта задача может быть решена путем отбора и исследования специальных современных материалов для каждого слоя теплозащитного покрытия, оценки их качества, разработки основ технологии производства и контроля их работоспособности [5].

Разработка и исследование внутреннего теплозащитного покрытия.

Внутреннее теплозащитное покрытие современных ракетных двигателей твердого топлива представляет собой многослойную конструкцию (рис. 1), состоящую из крепящего, барьерного, герметизирующего и адгезионного слоев. Крепящий слой совместно с барьерным образуют защитно-крепящий слой.

Для создания многослойного внутреннего теплозащитного покрытия необходимо выбрать и исследовать материалы, с учетом требований, которые предъявляются к каждому слою.

К материалам крепящего слоя предъявляются требования по удельному весу, который не должен превышать 500 г/м², и для соединения со следующим барьерным слоем они должны иметь объемную структуру плетения.

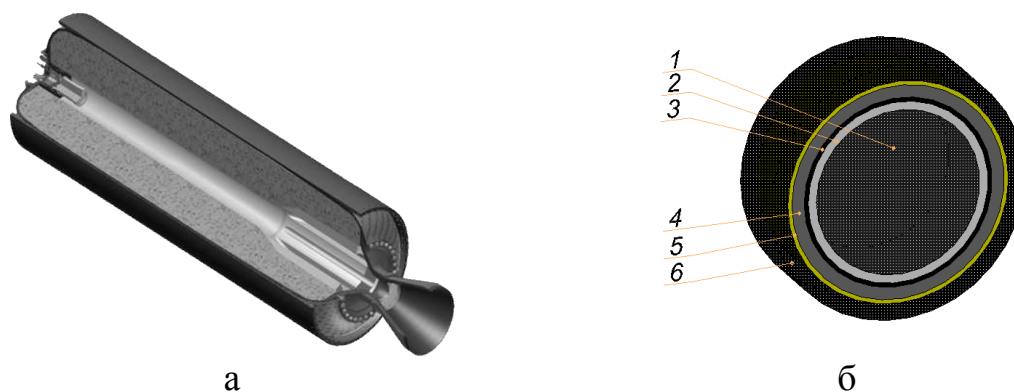


Рис. 1. Внутреннее теплозащитное покрытие:

а – ВТЗП в контакте с силовой оболочкой и твердым топливом; б – структура внутреннего теплозащитного покрытия, где 1 – твердое топливо; 2 – крепящий слой, обеспечивающий прочное скрепление теплозащиты с твердым топливом; 3 – барьерный слой, предотвращающий миграцию пластификаторов твердого топлива в материал герметизирующего слоя; 4 – герметизирующий (основной) слой, обеспечивающий теплозащиту корпуса при эксплуатации и хранении; 5 – адгезионный слой, для реализации адгезионной прочности внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса; 6 – силовая оболочка

Для крепящего слоя из широкой номенклатуры технических тканей выбраны: капроновая эластичная техническая (ТКЭТ) производства ООО ПФК «Красная Роза 3000» (РФ) и полотно высокоэластичное полиамидное (ПВП-У), производства Государственного предприятия «КиевНИИТГП» (Украина).

В качестве материала барьерного слоя использована каландрованная резиновая смесь 1001, толщиной 0,6 мм, представляющая собой многокомпонентную систему, в состав которой входят ингредиенты на основе этиленпропиленовых каучуков.

Экспериментальные исследования материалов защитно-крепящего слоя, состоящего из крепящего и барьерного слоев, проводили с целью оценки их характеристик при нагреве до температуры разрушения методом дериватографического анализа. Объектом служили образцы защитно-крепящего слоя на основе ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001 и ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001.

В результате исследований установлено, что деструкция образцов на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 происходящая при температуре 476 °С, несколько выше температуры деструкции образцов на основе ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001, которая составляет 470 °С. Приведенные результаты свидетельствуют о более

высокой термостойкости защитно-крепящего слоя на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001, что хорошо согласуется с данными физико-механических испытаний. Прочность при равномерном поперечном отрыве в образцах, на основе ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 составляет $1,38 \div 1,94$ МПа, а в образцах с использованием ТКЭТ – каландрованная резиновая смесь 1001 – $1,19 \div 1,28$ МПа.

На основании проведенных исследований установлено, что для создания защитно-крепящего слоя технологичным решением является использование ПВП-У – каландрованная резиновая смесь 1001 [2].

При создании герметизирующего (основного) слоя теплозащитного покрытия выбрана каландрованная резиновая смесь 1001, но с переменной толщиной от 3 до 14 мм с учетом расчета температурных режимов корпуса РДТТ.

С целью оценки устойчивости материала герметизирующего (основного слоя) к воздействию высоких температур проведены тепловые испытания – определение температуры разрушения каландрованной резиновой смеси 1001, как одного из критериев оценки внутреннего теплозащитного покрытия.

Тепловые испытания проводили на установке, которая включает электронагреватель воздуха с электронной стабилизацией температуры и расхода воздуха

(GHG660 LCD, фирма Bosch, ФРГ), пирометр-регистратор (Flus IR-86 1U, КНР, длина волны $\lambda = 14,6$ мкм), поворотную державку образца, установленную на опорной конструкции с возможностью вертикального перемещения нагревателя. Для исследований использовали образцы, представляющие собой диски диаметром 15 мм и высотой $4 \pm 0,15$ мм, которые устанавливали в ячейку соответствующей глубины в державке, выполненной из стеклотекстолита.

Испытания предполагали выдержку образцов при температуре на верхней поверхности 200 °С на протяжении не менее 60 секунд с регистрацией температуры на нижней поверхности

образца не более 70 °С. В табл. 1 приведены условия проведения и результаты тепловых исследований каландрованной резиновой смеси 1001.

Полученные результаты исследований позволяют заключить, что в условиях конвективного нагрева с тепловым потоком до $22,5 \text{ кВт/м}^2$, который соответствует скорости газового потока при сгорании твердого топлива и температуре рабочей поверхности до 200 °С каландрованная резиновая смесь 1001 на протяжении 90 секунд не проявляет видимых признаков разрушения и обеспечивает достаточный уровень тепловой изоляции при эксплуатации ракетного твердотопливного двигателя [3].

Таблица 1

Условия проведения и результаты тепловых исследований каландрованной резиновой смеси 1001

№	Средняя масса образцов, г	Температура потока, °С	Тепловой поток, кВт/м ²	Достигнутая температура поверхности, °С	Время испытаний, с	Результаты испытаний
1	0,6945÷0,6949	510	60	414÷418	64	Возгорание при 416 С
	0,6947			416		
2	0,7164÷0,7168	460	52	425÷429	85	Возгорание при 427°С
	0,7166			427		
3	0,7046÷0,705	415	46	415÷419	95	Возгорание при 417 С
	0,7048			417		
4	0,6595÷0,6599	375	40	375÷379	140	Потеря массы – 0,0281 г
	0,6597			377		
5	0,6371÷0,6375	340	36	324÷328	142	Потеря массы – 0,0142 г
	0,6373			326		
6	0,7750÷0,7754	310	31	282÷286	157	Потеря массы – 0,0187 г
	0,7752			284		
7	0,7220÷0,7226	275	26	263÷267	310	Потеря массы – 0,0132 г
	0,7224			265		
8	0,7070÷0,7075	230	22,5	226÷230	465	Потеря массы – 0,0122 г
	0,7073			228		

Прочное крепление внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса РДТТ является одной из ответственных задач при изготовлении конструкции, поэтому выбору и исследованию адгезионного слоя уделяли особое внимание.

Для соединения внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса из эпоксидного углепластика выбраны типовые материалы: клеевой состав Хемосил-411, клей на основе каландрованной резиновой смеси 1001, растворенной в нефрасе, пленочный клей ВК-9; эпоксидное

связующие ЭДТ-10, эпоксидная система системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN.

Для подтверждения целесообразности выбора материалов адгезионного слоя определяли разрушающее напряжение при равномерном поперечном отрыве внутреннего теплозащитного покрытия от силовой оболочки корпуса, которое должно составлять не менее 1,20 МПа.

В результате исследований установлено, что во всех представленных

структурах образцов значения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве не соответствует требуемому, а значит, выбранные материалы не могут обеспечить удовлетворительную адгезионную прочность.

С целью обеспечения адгезионной прочности внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса альтернативным решением является применение тканевых материалов. В работе в качестве адгезионного слоя использовали углеродную, стеклянную и хлопчатобумажную ткани из некрученных ниток перкаль, пропитанные эпоксидной системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN.

Результаты исследований структур образцов показали, что наблюдалось адгезионное разрушение материалов по границе внутреннее теплозащитное покрытие – тканевые материалы, а средние значения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве составляли $1,63 \div 1,66$ МПа.

Целесообразность применения тканевых материалов в конструкции корпуса твердотопливного двигателя оценивалась исходя из их удельного веса. Так как вес 1 м^2 перкаль составляет 70 граммов; 1 м^2 стеклоткани Т-10-80 – 300 граммов; 1 м^2 углеродной ткани 3752 – 240 граммов [4].

Результаты физико-механических испытаний хорошо согласуются с данными инфракрасной спектроскопии.

Изучение процессов, происходящих в структуре приграничных зон внутреннего теплозащитного покрытия и эпоксидного углепластика, проведено на образцах после определения разрушающего напряжения при равномерном поперечном отрыве путем снятия инфракрасных спектров с контактных поверхностей.

Установлено, что инфракрасный спектр с полосами поглощения 1460 и 1372 см^{-1} со стороны внутреннего теплозащитного покрытия в структуре «внутреннее теплозащитное покрытие – хлопчатобумажная ткань из некрученных ниток перкаль – эпоксидный углепластик» аналогичен инфракрасному спектру резиновой смеси на основе

этиленпропиленового каучука (1370 см^{-1}), что гарантирует высокую адгезионную прочность соединения.

Поэтому для качественного соединения внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса из эпоксидного углепластика целесообразно применять хлопчатобумажную ткань перкаль, пропитанную эпоксидной системой Araldite LY 1135-1/Aradur 917/Accelerator 960-1 HUNTSMAN [1].

При создании внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива необходимо не только правильно подобрать материалы и оценить их работоспособность в эксплуатационных условиях, но и выбрать наиболее эффективные методы и средства контроля качества его изготовления.

Внутреннее теплозащитное покрытие корпусов разрабатываемых ракетных двигателей твердого топлива недоступны для визуального наблюдения и измерения приборами неразрушающего контроля. Информация о ее состоянии содержится в множестве цифровых изображений, которые можно не только рассматривать, сравнивать, классифицировать, но и математически обрабатывать их измерения яркости, исследовать статистические закономерности, оценивать параметры и подтверждать результаты визуального анализа.

Контроль внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива осуществляли в два этапа. На первом этапе путем визуального рассмотрения проводили отбор цифровых изображений с аномальной структурой (отслоения ткани, вздутие, складки, различные загрязнения, механические повреждения). Это небольшие аномальные участки изображений, которые визуально обнаруживаются. Большинство изображений относятся к классу нормальных после визуального анализа, который носит субъективный характер и требует своего подтверждения. Эта задача решена путем статистической обработки цифровых изображений.

Информация об их состоянии содержится в измерениях яркости. Это матрицы измерений случайных величин. Оценивались их средние значения, выборочные дисперсии, характеризующие разброс (рассеяние) флуктуаций яркости, определялись их гистограммы.

По результатам обработки яркости цифровых изображений трех разрабатываемых теплозащитных покрытий двигателей твердого топлива установлено, что их средние значения яркости и их разброс незначительно отличаются друг от друга (110, 111, 116 и 27, 24, 22). Эта гипотеза подтверждается по критериям Стьюдента [6].

Выводы. Работоспособность разрабатываемых ракетных двигателей нового поколения из композиционных материалов, корпуса которых должны выдерживать высокие тепловые нагрузки, не может быть обеспечена известными внутренними теплозащитными покрытиями. Это задача решена путем отбора и исследования специальных современных материалов, оценки качества и контроля внутренних теплозащитных покрытий.

Данное внутреннее теплозащитное покрытие применяется при проектировании и изготовлении корпусов ракетных двигателей твердого топлива перспективных разработок ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля».

Библиографические ссылки

1. Беллами Л. Дж. Инфракрасные спектры сложных молекул / пер. с англ.; под ред. Ю.А. Пентина. Москва : Иностран. лит., 1963. 592 с.

2. Козис К.В., Потапов А.М., Манько Т.А. Эффективность применения эластомерных материалов для внутренних теплозащитных покрытий ракетных твердотопливных двигателей. *Вісник УМТ імені І.М. Францевича*. Київ. Вип. 1 (9). 2016. С. 70–73.

3. Козис К.В., Манько Т.А., Потапов А.М., Суетова Н.И. Оценка температуры разрушения теплозащитных покрытий ракетных двигателей твердого топлива. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*: зб. наук. праць. Дніпро. 2015. Т. 19. С. 73–79.

4. Козис К.В., Манько Т.А., Потапов А.М. Оценка возможности замены клеевого состава в структуре внутреннего теплозащитного покрытия и силовой оболочки корпуса при разработке двигателей твердого топлива. *Людина і космос: тези XVII Міжнародної молодіжної науково-практ. конф. (06-08 квітня 2015 р.)*. Дніпропетровськ. 2016. С. 292.

5. Манько Т.А., Гусарова И.А., Козис К.В. Теплозащитные покрытия в авиа-, ракетно-космической технике. *Матер. XIII-й Міжнарод. конф. «Стратегия качества в промышленности и образовании»*. Болгария, 2017. Т. 1. С. 106–107.

6. Манько Т.А., Гусарова И.А., Козис К.В. Контроль состояния визуально недоступных поверхностей технических объектов. *Системные технологии: Региональный межвузовский сб. научных работ*. Вып. 2 (109). Днепр, 2017. С. 87–94.

Надійшла до редколегії 5.06.2018 р.

УДК: 681.372+656.34

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОЛЯРИЗАЦІЙНОЇ СКЛАДОВОЇ СТРАТОСФЕРНОГО ШАРУ ЗЕМЛІ ЗА ДОПОМОГОЮ УЛЬТРАФІОЛЕТОВОГО ПОЛЯРИМЕТРА

А.С. Матющенко¹, О.В. Збруцький¹, Г.В. Сарибоба¹, П.В. Неводовський²,
Т.А. Левченко¹, О.В. Олійник¹

¹ Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна,

² Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ, Україна

Досліджено актуальне питання поляризаційної складової стратосферного шару Землі за допомогою ультрафіолетового поляриметра. Дана проблема є малодослідженою та потребує подальшого вивчення. У роботі наведено структурну та функціональну схеми приладу. Значну увагу приділено енергетичному розрахунку для оптичної частини приладу.

© Матющенко А.С., Збруцький О.В., Сарибоба Г.В., Неводовський П.В., Левченко Т.А., Олійник О.В., 2018