

УДК 621.454.3:629.7.023.224

Козис К. В.<sup>1</sup>, Потапов А. М.<sup>1</sup>, Симбиркина А. Н.<sup>1</sup>, Манько Т. А.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля.  
Украина, г. Днепропетровск

<sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара. Украина, г. Днепропетровск

## ВНУТРЕННЕЕ ТЕПЛОЗАЩИТНОЕ ПОКРЫТИЕ ДЛЯ КОРПУСА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

*В статье приведены основные результаты работ, связанные с созданием и исследованием многослойной системы, разработкой структуры, рецептурного состава и технологии изготовления внутреннего теплозащитного покрытия корпусов ракетных двигателей твердого топлива из высокопрочных углеродных волокон.*

*Ключевые слова:* ракетный двигатель твердого топлива; внутреннее теплозащитное покрытие; эластомерные материалы; каландрованная резина; основная теплозащита; барьерный слой; крепящий слой; ткань карбоновая эластичная техническая.

Двигатели твердого топлива (РДТТ) получили в настоящее время широкое распространение. Существует целый ряд различных конструкций отличающихся между собой габаритными, массовыми,

тяговыми, временными и другими характеристиками [1-2].

В настоящее время ГП «КБ «Южное» разработана и изготовлена натурная модель РДТТ (кон-

струкция типа «кокон») из высокопрочных углеродных волокон.

Для того чтобы обеспечить защиту корпуса РДТТ от воздействия температурных деформаций, обусловленных различными значениями коэффициентов термического расширения материала конструкции и материала топлива, а также от воздействий высокотемпературной газовой среды в двигателе предусмотрено внутреннее теплозащитное покрытие (ВТЗП). Многофункциональное назначение ВТЗП обуславливает комплекс специфических требований по физико-механическим характеристикам и технологии нанесения. Покрытие должно быть газонепроницаемым, иметь достаточную адгезию к материалу корпуса РДТТ и материалу топлива, обладать необходимой прочностью, упругостью, морозостойкостью, а также химическим сродством с составом топлива [3].

Отсутствие надежного теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива снижает качество защиты внутренних поверхностей от температурного и механического воздействия продуктов сгорания твердого топлива.

Важнейшим фактором, обеспечивающим указанные требования, являются эластомерные материалы, используемые для создания внутреннего теплозащитного покрытия. Так в результате сравнительной оценки упругопрочностных, физико-механических, теплозащитных и теплофизических характеристик полимерных покрытий ГП «КБ «Южное» совместно с ГП «УНИКТИ «ДИНТЭМ» г. Днепропетровск в качестве основной резины внутреннего теплозащитного покрытия разработало материал с опытным шифром 1001, аналог резины марки 51-2110, на основе тройного сополимера этилена, пропилена и диенов (СКЭПТ) (содержание в полимерной цепи 0,9-2,0 мол. %).

Поскольку один материал не может удовлетворить всем требованиям, предъявляемым к внутреннему теплозащитному покрытию, то была создана многослойная система состоящую из:

- основной теплозащиты корпуса РДТТ;
- барьерного слоя;
- крепящего слоя.

Крепящий слой выполняет функции прочного скрепления корпуса с зарядом, и нанесен на всю поверхность цилиндрической части корпуса РДТТ. В качестве материала крепящего слоя выбрана ткань капроновая эластичная техническая.

Барьерный слой не допускает миграцию пластификаторов твердого топлива в материал основной теплозащиты. В качестве материала барьерного слоя выбрана резина марки 1001 толщиной 0,6 мм.

Основная теплозащита обеспечивает герметичность корпуса при эксплуатации, хранении и работе. В качестве материала основной теплозащиты выбрана расчетная толщина резины марки 1001.

Внутреннее теплозащитное покрытие корпуса ракетного двигателя твердого топлива из высокопрочных углеродных волокон условно можно разделить на ВТЗП днищ корпуса и ВТЗП цилиндрической части корпуса.

Так как ВТЗП днищ корпуса представляет собой многослойные конструкции с фланцами, манжетами, компенсаторами и т.д., то его изготовление проводится отдельно.

Анализ существующих и использовавшихся ранее технологических процессов, их сложного и дорогостоящего аппаратного оформления привел к необходимости создания новой технологии изготовления ВТЗП переднего и заднего днищ формовым способом с использованием крупногабаритного прессового оборудования.

Основные стадии технологического процесса заключаются в следующем:

- раскрой, изготовление заготовок из каландрованной резины, ткани капроновой эластичной технической и фторопластовой пленки;
- подготовка к вулканизации поверхности металлического фланца;
- послойная конфекционная сборка на матрице пресс-формы заготовок и металлического фланца в соответствии с конструкцией днища
- вулканизация днища в прессе по ступенчатому температурному режиму;
- выемка днища из пресс-формы;
- контроль размеров днища обычными методами, а толщины – методом неразрушающего контроля.

Сборка ВТЗП днищ представлена на рис. 1.

Технология изготовления внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива представлена следующим образом:

На предварительно подготовленную оправку устанавливаются последовательно чехлы цилиндрической части (технологического и крепящего слоя), технологические чехлы переднего и заднего днищ, внутренние теплозащитные покрытия перед-



Рис. 1. ВТЗП переднего днища корпуса РДТТ

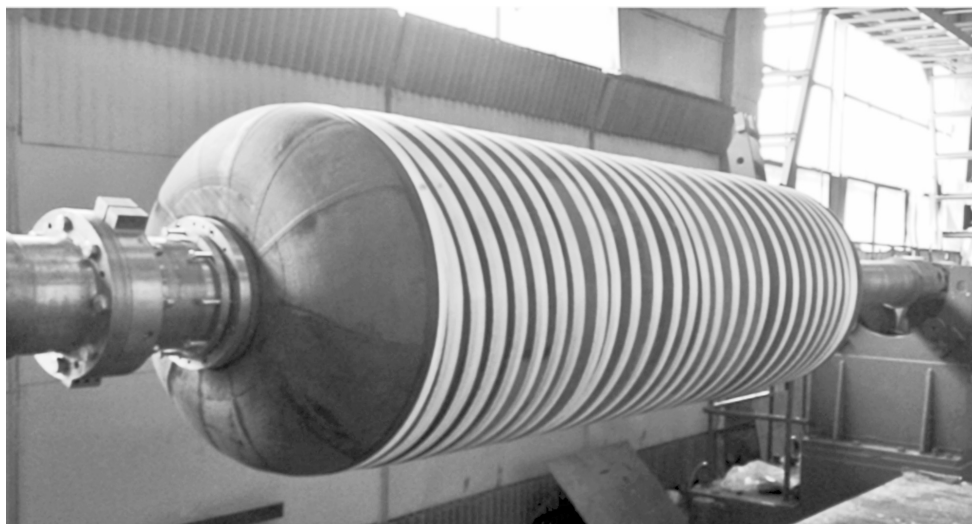


Рис. 2. ВТЗП корпуса РДТТ

него и заднего днищ. Далее укладываются барьерный слой и слои основного теплозащитного покрытия до набора требуемой толщины цилиндрической части, а также концевые компенсаторы и слой основной теплозащиты на днищах. Для устранения возможного провисания наносимых слоев цилиндрической части от оправки устанавливаются жесткие временные разрывы между окончанием нанесения покрытия и началом намотки. В случае возможного превышения этих сроков покрытие должно быть примотано слоем сухого углеродного волокна. Производится подмотка мест стыка теплозащитного покрытия переднего и заднего днищ с покрытием цилиндрической части кольцевым слоем из углеродного волокна, пропитанного связующим. Перед началом намотки на поверхность теплозащитного покрытия наносится система клеев типа «Хемосил» для прочного скрепления внутреннего теплозащитного покрытия с силовой оболочкой корпуса из высокопрочных углеродных волокон. Внутренне теплозащитное покрытие корпуса представлено на рис. 2.

В результате проведенной работы и исследований установлено, что созданное внутреннее теплозащитное покрытие ракетного двигателя твердого топлива обеспечивает:

- защиту металлических элементов корпуса от коррозии при хранении изделия в различных климатических зонах;

- защиту от воздействия температурных деформаций, обусловленных различными значениями коэффициента термического расширения материала корпуса и твердого топлива;

- тепловую защиту корпуса от воздействия высокотемпературной газовой среды в процессе работы изделия;

- герметичность силовой оболочки корпуса ракетного двигателя;

- защиту наполнителя от проникновения влаги и от миграции пластификатора в материал корпуса РДТТ.

Что в целом подтверждает эксплуатационные характеристики ракетного двигателя твердого топлива.

### Литература

- [1] Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці: Підручник / Є.О. Джур, Л.Д. Кучма, Т.А. Манько, В.Г. Сігало, Ф.П. Санін, А.Ф. Санін. — К.: Вища освіта, 2003. — 399с.
- [2] Морозов К.В. Ракеты-носители космических аппаратов. — Изд-во «Машиностроение», г. Москва, 1975. — 120с.
- [3] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Ракеты-носители. — Изд-во МГА им. К.Э. Циолковского, г. Москва, 1993.



Kozis K. V.<sup>1</sup>, Potapov O. M.<sup>1</sup>, Simbirkina A. N.<sup>1</sup>, Manko T. A.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Yuzhnoye, State-owned Design Office named after Mikhail Yangel. Ukraine, Dnepropetrovsk

<sup>2</sup> Dnepropetrovsk National University Oles Honchar. Ukraine, Dnepropetrovsk

## THE THERMAL PROTECTIVE COATING FOR SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE

*This article contains main work results related to the development and investigation of multilayered system, structure development, formulating composition and manufacturing technology of internal thermal insulation covering of solid propellant rocket engines made of high strength carbon fibers.*

*Keywords:* solid propellant rocket engine; internal thermal insulation covering; elastomeric material; rolling rubber; main thermal insulation; barrier layer; supporting layer; elastic technical capronic fabric.

### References

- [1] Polymer composite materials in aerospace engineering: Textbook /Ye.O.Dzhur, L.D.Kuchma, T.A. Manko, V.G. Sitalo, Ph.P. Sanin, A.Ph. Sanin. — K.: High education, 2003. —399 p. (In Ukrainian)
- [2] Morozov K.V. Rocket spacecraft carriers. — P.H «Mashinostroenie», Moscow, 1975. — 120 p. (In Russian).
- [3] Kobelev V.N., Milovanov A.G. Rocket media. — P.H. MGU im. K.E. Tsiolkovsky, Moscow, 1993. (In Russian).