

УДК 629.7.022

**АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ  
КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ТЕРМОДЕСТРУКЦИИ  
ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ****Рычкова Александра Дмитриевна,**

студент специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов

Амурский государственный университет, г. Благовещенск

sam\_28\_02@mail.ru

**Аревкин Максим Андреевич,**

старший преподаватель кафедры стартовые и технические ракетные комплексы

Амурский государственный университет, г. Благовещенск

maksim.arevkin@yandex.ru

**Аннотация**

В работе представлены результаты оценки разработки полимерных композитных материалов для термодеструкции отделяющихся частей ракет-носителей в неатмосферных условиях и их полного разрушения при входе в атмосферу. Рассматривается потенциальная эффективность использования таких материалов для снижения зон падения обломков и минимизации экологического ущерба, что является важным направлением для повышения безопасности космической деятельности.

**Ключевые слова:** полимерные композитные материалы, термодеструкция, хвостовой отсек, энергетический модуль, вакуум.

**ANALYSIS OF PROSPECTS FOR THE USE OF POLYMER COMPOSITE  
MATERIALS FOR THERMAL DEGRADATION OF SEPARABLE PARTS OF  
LAUNCH VEHICLES****Rychkova Alexandra Dmitrievna,**

student of the major 24.05.01 Design, production and operation of rockets and aerospace complexes

Amur State University, Blagoveshchensk

sam\_28\_02@mail.ru

**Arevkin Maxim Andreevich**

senior lecturer at the department of launch and technical rocket systems

Amur State University, Blagoveshchensk

maksim.arevkin@yandex.ru

## ABSTRACT

The paper presents the results of an assessment of the development of polymer composite materials for the thermal destruction of separable parts of launch vehicles in non-atmospheric conditions and their complete destruction upon entry into the atmosphere. The potential effectiveness of using such materials to reduce debris impact zones and minimize environmental damage is being considered, which is an important area for improving the safety of space activities.

**Keywords:** polymer composite materials, thermal degradation, tail section, energy module, vacuum.

При запуске ракет-носителей (РН) одной из основных проблем является падение отделяющихся частей. Это приводит к выделению обширных территорий, что в свою очередь требует больших финансовых затрат на очистку этих зон и ликвидацию экологического ущерба. Актуальность данного исследования обусловлена необходимостью повышения безопасности и экологичности космической деятельности в условиях её постоянного расширения и углубляющегося внимания к вопросам защиты окружающей среды.

Одним из перспективных направлений решения этой проблемы является использование полимерных композитных материалов (ПКМ), обладающих способностью к термодеструкции в неатмосферных условиях и полному разрушению при входе в плотные слои атмосферы. Такое решение может существенно уменьшить зоны падения обломков, минимизировать экологический ущерб и сократить затраты на поиски отделяющихся частей ракеты, что особенно важно в условиях динамичного развития ракетно-космической промышленности в России.

Анализ существующих исследований в области применения термодеструкции отделяющихся частей РН и других космических аппаратов выявил основные методы для уменьшения районов падения и негативных экологических последствий. Одним из методов является сжигание створок головного обтекателя (СГО) с использованием органопластика с модифицирующим связующим и заполнителя из смесевых твердых ракетных топлив с эпоксидной смолой и порошком алюминия в качестве горючего [1]. Моногаров К. А. и его коллеги [2] предложили метод использования энергии термитной реакции для снижения риска падения частей космических аппаратов, при котором пассивный нагрев во время входа в атмосферу воспламеняет пиротехнический состав на титановом покрытии, приводящий к разрушению конструкции и обеспечивающий сгорание её частей при аэродинамическом нагреве. Также в некоторых работах были рассмотрены возможности создания РН сверхлегкого класса, корпус которой выполнен из пластика или иных ПКМ [3] и представляет собой твердотопливный заряд, сгорающий в процессе выведения РН [4].

В рамках данного исследования рассматривается хвостовой отсек второй ступени перспективной ракеты «Ангара А5В». Основная цель – замена традиционных металлических конструкций на ПКМ с последующей термодеструкцией для минимизации зон падения отделяющихся частей.

Хвостовой отсек РН проходит три этапа. Во время первого он испытывает значительные вибрационные и аэродинамические нагрузки на этапе запуска и восхождения. При таких условиях ПКМ должен выдержать все нагрузки и сохранить целостность конструкции до момента отделения. На высоте 154-160 км (второй этап) хвостовой отсек отделяется от ракеты при скорости 3273 м/с. В этом случае ПКМ должен

сохранить свои прочностные характеристики до инициации термодеструкции. На третьем этапе, т.е. после отделения хвостового отсека, активируется энергетический модуль, запускающий процесс термодеструкции материала. В плотных слоях атмосферы хвостовой отсек продолжает разрушаться и сгорать, превращаясь в мелкодисперсные частицы.

Для выбора, наиболее подходящего ПКМ были рассмотрены три материала: стеклопластик, композиционные материалы на основе арамидного волокна (кевлар) и углепластик (табл.1).

Таблица 1 – Сравнительные характеристики стеклопластика, кевлара и углепластика

Свойство	Стеклопластик	Кевлар	Углепластик
Температура разложения,	300-400°C	500-600°C	600-800°C
Прочность на растяжение	200-500 МПа	3000-4000 МПа	1500-5000 МПа
Модуль упругости	30-50 ГПа	70-130 ГПа	150-300 ГПа
Плотность	2,5 г/см <sup>3</sup>	1,44 г/см <sup>3</sup>	1,5-2,0 г/см <sup>3</sup>
Температурная устойчивость	до 300°C	до 500°C	до 500°C и выше
Особенности	Высокая коррозионная стойкость	Прочность и устойчивость к ударам	Легкость и высокая термостойкость

Таким образом, стеклопластики устойчивы к аэродинамическим нагрузкам и обладают хорошими механическими характеристиками, но его термостойкость ограничена. Материалы на основе кевлара имеют высокую прочность и устойчивость к ударам, а также хорошую термостойкость. Углепластики являются одними из лучших материалов для применения в условиях высоких температур и нагрузок [1], обладая высокой термостойкостью и прочностью.

При анализе материалов и их свойств, выбор был сделан в пользу ПКМ на основе арамидного волокна, так как стеклопластики теряют свою устойчивость при относительно не высоких температурах, а углепластики обладают высокой термостойкостью, что затрудняет их термическое разложение.

Исследуя энергетически модуль, которые будут интегрированы в ПКМ для обеспечения термодеструкции хвостового отсека в вакууме, рассматривались несколько перспективных внеатмосферных энергетических модулей (ВЭМ). Основное внимание было уделено смесевым твердым ракетным топливам с окислителем, такие как нитрат калия ( $KNO_3$ ) и пероксид бария ( $BaO_2$ ), в сочетании металлами (магний, алюминий), которые способны гореть при высоких температурах в вакууме [4].

На основании анализа различных вариантов, наиболее эффективным выбором для ВЭМ является смесь нитрат калия ( $KNO_3$ ) и магния (Mg) [5]. В сравнении с другими рассмотренными вариантами данная смесь обладает преимуществами, коррелирующими с желаемыми результатами исследования. Смесь обеспечивает стабильное горение в вакууме за счет разложения  $KNO_3$ , который обеспечивает кислород для горения. Магний обладает высокой реакционной способностью и низкой температурой воспламенения, что обеспечивает стабильное и интенсивное горение. Кроме того, высокие температуры горения, достигаемые за счёт химической реакции, являются достаточными для инициирования термодеструкции полимерного композитного материала.

В результате проведенного анализа различных полимерных композитных материалов (стеклопластик, кевлар, углепластик) было установлено, что ПКМ на основе кевлара является наиболее подходящим материалом для хвостового отсека ракеты «Ангара А5В» благодаря своей высокой прочности и устойчивости к термическим и механическим нагрузкам. Кроме того, использование подобного ПКМ позволяет существенно уменьшить

массу конструкций ракет, способствуя уменьшению зон падения обломков, и, тем самым, делает процесс разрушения более контролируемым. Внеатмосферный энергетический модуль на основе нитрата калия и магния обеспечивает эффективное термическое разрушение разделяющихся частей ракеты, сводя к минимуму образование крупных фрагментов и сопутствующий риск для населения и экосистемы.

#### Список литературы:

1. Сурикова Ю.В. Разработка методики оценки возможности сжигания элемента конструкции головного обтекателя ракеты-носителя дис. канд. техн. наук: 2.5.13 – «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов». Омский государственный технический университет, Омск, 2023. – 148 с.
2. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy / K. A. Monogarov, A. N. Pivkina, L. I. Grishin [et al.]. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031 // Acta Astronautica. – 2017. – Vol. 135. – P. 69-75.
3. Анализ возможных научно-технических методов и подходов, направленных на снижение негативного воздействия от отделяющихся частей ракет-носителей сверхлегкого класса на окружающую среду / В. Трушляков, Г. Ермолдина, А. Утегенова [и др.] // Вестник Казахской академии транспорта и коммуникаций им. М. Тынышпаева. – 2023. – № 5(128). – С. 514-528. – DOI 10.52167/1609-1817-2023-128-5-514-528. – EDN HUCVDB.
4. A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory / A. Dreus, V. Yemets, M. Dron [et al.] – DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100 // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2021. – Vol. 94, no. 4. – P. 505-514.
5. Влияние окислительного компонента на горение конденсированного вещества при пониженных давлениях / В. А. Архипов, А. А. Глазунов, Н. Н. Золоторев [и др.] // Материалы XIV Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2022): Материалы конференции, Алушта, 04-13 сентября 2022 года. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2022. – С. 26-28. – EDN KKTDLO.

#### References:

1. Surikova Yu. V. Development of a methodology for assessing the possibility of incineration of a structural element of the head fairing of a launch vehicle dis. Candidate of Technical Sciences: 2.5.13 – “Design, construction, production, testing and operation of aircraft”. Omsk State Technical University, Omsk, 2023. 148 p.
2. Uncontrolled re-entry of satellite parts after completing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy / K. A. Monogarov, A. N. Pivkina, L. I. Grishin [et al.]. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031 // Acta Astronautica. – 2017. – Vol. 135. – P. 69-75.
3. Analysis of possible scientific and technical methods and approaches aimed at reducing the negative impact of separating parts of ultralight launch vehicles on the environment / V.

Trushlyakov, G. Ermoldina, A. Utegenova [et al.] // Bulletin of the Kazakh Academy of Transport and Communications named after M. Tynyshpayev. – 2023. – № 5(128). – p. 514-528. – DOI 10.52167/1609-1817-2023-128-5-514-528. – EDN HYCVDB.

4. A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory / A. Dreus, V. Yemets, M. Dron [et al.] – DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100 // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. Gorenje, 2021, Vol. 94, No. 4, pp. 505-514.
5. The influence of an oxidizing component on the combustion of condensed matter at low pressures / V. A. Arkhipov, A. A. Glazunov, N. N. Zolotarev [et al.] // Proceedings of the XIV International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (AMMAI'2022): Conference Proceedings, Alushta, September 04-13, 2022. Gorenje. – Moscow: Moscow Aviation Institute (National Research University), 2022. – pp. 26-28. – EDN KKTDLO.