

ВЛИЯНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ДЕМОНСТРАЦИОННОГО ОБРАЗЦА ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ РАКЕТЫ НА ПРОЦЕСС ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА

© 2025

В. И. Трушляков доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
vatrushlyakov@yandex.ru

Ю. В. Сурикова кандидат технических наук, научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
iordanyuliya@gmail.com

Д. Ю. Давыдович научный сотрудник;
Омский государственный технический университет;
d-davydovich@mail.ru

Предложена концепция проектного облика экспериментального демонстрационного образца трёхслойной конструкции корпуса ракеты-носителя, основанная на замене алюминиевого сотового заполнителя на энергетический материал, в частности, на основе смесевых твёрдых ракетных топлив. При сжигании энергетического материала в условиях вакуума в материале экспериментального демонстрационного образца происходит пиролиз, в том числе термическая деструкция материала образца. Критерием эффективности процесса тепло- и массообмена при сжигании энергетического материала внутри экспериментального демонстрационного образца и, соответственно, проектного облика этого образца, принята температура обшивки. После завершения процесса термической деструкции в процессе пиролиза экспериментального демонстрационного образца, в соответствии с предложенной концепцией создания экспериментального демонстрационного образца, осуществляется аэродинамическое нагружение для оценки степени диспергации экспериментального демонстрационного образца. Проведённые численные эксперименты показали принципиальную возможность существенного влияния проектного облика экспериментального демонстрационного образца на температуру обшивки и, соответственно, увеличение степени термической деструкции материала обшивки и возможности диспергации экспериментального демонстрационного образца при аэродинамическом воздействии. Проведены сравнения с результатами физического моделирования сжигания экспериментального демонстрационного образца с конкретными энергетическими материалами, которые показали близость к численным экспериментам.

Экспериментальный демонстрационный образец; проектный облик; сжигание; энергетический материал; обшивка; термическая деструкция

Цитирование: Трушляков В.И., Сурикова Ю.В., Давыдович Д.Ю. Влияние проектного облика экспериментального демонстрационного образца элемента конструкции ракеты на процесс тепло- и массообмена // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 2. С. 61-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-61-73

Введение

Создание технологий утилизации отделяющихся конструкций ракет-носителей (РН) типа створок головных обтекателей, хвостовых отсеков после отделения от РН, при их полёте на траектории спуска, обусловлено необходимостью уменьшения площадей районов их падения. Наиболее остро для РФ эта необходимость возникает на участке выведения первых ступеней, т.к. подавляющее число районов падения находятся на территории РФ, в отличие от таких стран, как США, страны ЕС, Япония, Индия, Китай, у которых районы падения находятся в акваториях [1]. Из-за малых скоростей входа в атмосферу эти отделяющиеся элементы конструкций не сгорают в атмосфере по сравнению с элементами конструкций верхних ступеней РН, входящих в атмосферу на скоростях порядка 6 км/с и выше.

В настоящее время наблюдается тенденция внедрения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкции РН, например, изготовление конструкций створок головных обтекателей [2; 3]. Эта тенденция распространяется на такие части конструкции РН, как межступенные отсеки и другие, например [4]. Очевидное решение проблем утилизации этих отделяющихся конструкций в процессе полёта на траектории спуска заключается в сообщении дополнительной теплоты, обеспечивающей их сгорание в атмосфере. Известные работы в этом направлении [5 – 8] предполагали различные варианты введения дополнительной теплоты и типов энергетических материалов (ЭМ) в состав экспериментального демонстрационного образца (ЭДО), представляющего элемент корпуса конструкции РН.

В [5] рассмотрено использование пиротехнических зарядов для утилизации частей спутников, сходящих с орбиты. Основная идея заключается в использовании пассивного нагрева при неконтролируемом спуске для воспламенения термитного состава, закреплённого на титановой поверхности, с последующим выделением энергии сгорания, достаточной для перфорации титанового покрытия. Предполагается, что разрушенные таким образом части конструкции спутника потеряют свою обтекаемую форму и выгорят при аэродинамическом нагреве при дальнейшем снижении в атмосфере.

В работах [6 – 8] приведены результаты исследований в рамках концепции сжигания отделяющихся частей РН на траектории спуска, основанной на внесении ЭМ в конструкцию алюминиевого сотового заполнителя. В [6] представлены результаты моделирования отделяющейся части на траектории спуска для определения величины необходимой дополнительной теплоты от пиротехнических смесей, а также приведены возможные для этой задачи пиротехнические составы.

В работе [7] представлены результаты исследования сжигания ЭДО с помощью малогазовых и безгазовых пиротехнических составов. Характерной особенностью проведённых экспериментов явилось полное выгорание связующего из обшивки ЭДО, выполненных из углепластика, и их расслоение по всей толщине. Однако выделяемого от продуктов реакции пиротехнических составов тепла не хватило для воспламенения углеродных волокон, а конденсированные продукты реакции практически полностью идентичны по форме и размеру исходному порошку, т.е. сами пиротехнические составы после сгорания остаются в конструкции.

В [8] описан метод нагрева отделяемых конструкций РН с помощью ЭМ, размещённого в алюминиевом сотовом заполнителе, включающий физико-математическую модель тепло- и массообмена и упрощённую методологию её реализации.

Исследования в рамках концепции сжигания отделяющихся частей РН показали принципиальную возможность разрушения конструкции с помощью подвода дополнительного источника теплоты, однако их целью являлось полное сжигание конструкции за счёт увеличения массы вводимого ЭМ и не учитывались условия протекания процесса тепло- и массообмена:

- не рассматривался фактор резкого нарастания аэродинамического воздействия на конструкцию при входе в плотные слои атмосферы;
- не рассматривалась диспергация конструкции до состояния мелкодисперсных частиц при аэродинамическом ударе.

Полученные результаты явились основанием для уточнения положений концепции сжигания и рассмотрения вариантов замены материалов конструкции.

В [9] предложена концепция, основанная на:

- замене материалов конструкции обшивки отделяемой части РН на синтезированный ПКМ с требуемыми свойствами;

– обеспечении термической деструкции (ТД) материала обшивки за счёт подвода дополнительной теплоты, например, за счёт сжигания ЭМ, до величины, обеспечивающей диспергацию обшивки от аэродинамического нагружения при входе в атмосферу.

В [10; 11] представлено экспериментально-расчётное моделирование термосилового нагружения конструкций РН для трёхслойной и многостеночной углепластиковой структуры, показаны температурные и напряжённо-деформированные состояния конструкции при полете РН на активном участке траектории. В [12] представлена методика и результаты экспериментальных исследований температурных и силовых воздействий на несущие конструкции РН, имитирующих реальные условия эксплуатации, демонстрируя эффективность подхода для трёхслойных образцов с сотовым заполнителем и углепластиковыми обшивками. В работе [13] представлены результаты термосиловых испытаний многостеночных композитных оболочек, которые показали, что их упругость остаётся стабильной в диапазоне температур от комнатной до 470 К, тогда как прочность существенно снижается с увеличением температуры. В [14] исследование представляет сегментированную математическую модель для прогнозирования динамических характеристик деградации оболочечных конструкций из углеродного волокна, учитывающую изменение температуры на различных этапах процесса моделирования.

Особенностью исследований, проведённых в описанных работах, является то, что термосиловые испытания, исходя из их задач, проводятся ниже температур 420...470 К, однако подходы, использованные в работах [10 – 14], могут быть использованы для оценок изменения прочности и целостности конструкции на этапе нагрева до температур, приводящих к ТД материала.

Таким образом, научная проблема определения проектного облика ЭДО заключается в разработке условий максимальной ТД конструкций ЭДО в процессе пиролиза, происходящего на внеатмосферном участке, с последующей возможностью его диспергации при входе в плотные слои атмосферы.

Постановка задачи

Для решения сформулированной научной проблемы необходимы решения следующих задач.

Задача 1. Разработка концепции проектного облика ЭДО с учётом ТД и последующего аэродинамического воздействия, обеспечивающего диспергацию ЭДО.

Задача 2. Разработка физической модели ЭДО для проведения численного эксперимента.

Задача 3. Разработка программы физического эксперимента.

Задача 4. Валидация и верификация методики оценки процесса тепло- и массообмена, происходящего в ЭДО и компьютерной модели.

Разработка концепции проектного облика экспериментального демонстрационного образца

При формировании концепций проектного облика ЭДО на разных этапах исследований в настоящей работе приняты различные ограничения и допущения:

– ограничение по массе ЭДО, которое предполагало превышение массы ЭДО не более 10...20% от массы традиционного размера отделяющейся массы конструкции РН такой же площади;

– рассматривалась трёхслойная конструкция образца, внешние слои которого изготовлены из ПКМ с традиционным алюминиевым сотовым заполнителем [2], который заполнялся ЭМ;

- в качестве обшивок рассматривался ПКМ на основе углеродных нитей [2];
- обеспечение соответствия массовых и температурных характеристик ЭДО реальным конструкциям;
- обеспечение полного сгорания как внутренней, так и внешней обшивки ЭДО.

Проведённые исследования [4] на первых этапах при сжигании ЭДО различными составами ЭМ, включая самораспространяющийся высокотемпературный синтез [7], а также ЭМ на основе смесевых твёрдых ракетных топлив, показали ряд проблем:

- сотовые алюминиевые заполнители не вступали в реакцию, превращаясь в жидкий металл при использовании различных ЭМ;
- из-за повышенного газовыделения, свойственного смесевым твёрдым ракетным топливам, наблюдались разрушения ЭДО в процессе горения.

На рис. 1 приведены результаты сжигания ЭДО [7].

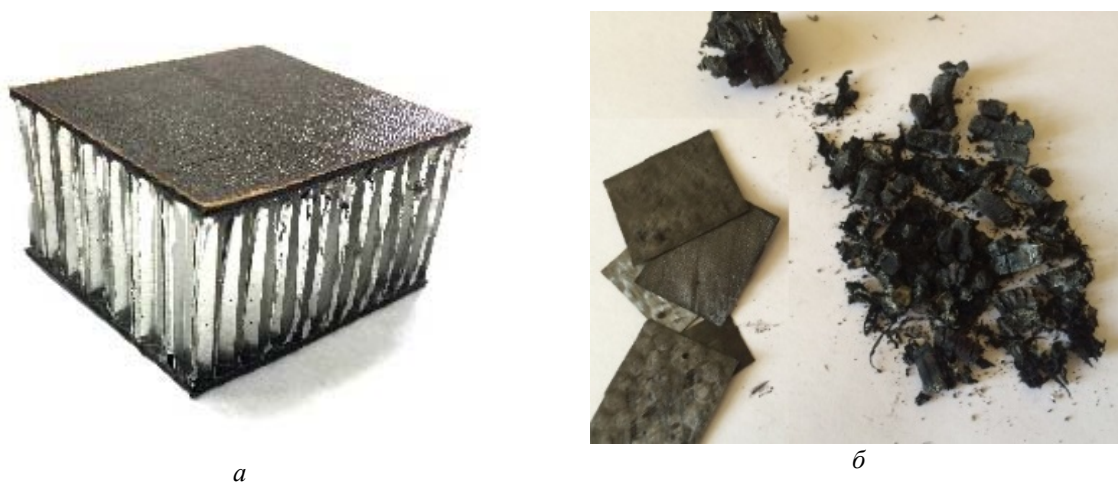


Рис. 1. Экспериментальный демонстрационный образец до (а) и после (б) проведения экспериментов по сжиганию с механически активированным пиротехническим составом

В качестве основных результатов исследований, проведённых в [4], были сформулированы выводы для последующих этапов исследований:

1. Необходимо отказаться от использования алюминиевых сотовых заполнителей и заменить их на заполнители, изготовленные из малогазовых смесевых твёрдых ракетных топлив или пиротехнических составов.

2. Следует рассмотреть ТД материала ЭДО в процессе его пиролиза [11; 14] с последующим аэродинамическим воздействием.

3. В качестве обшивок ЭДО следует использовать ПКМ на основе, например, арамидных волокон [15 – 20].

Концепция, основанная на замене материалов конструкции ЭДО, предполагает также формирование геометрического облика слоёв обшивки из выбранных материалов, в частности, предлагается замена алюминиевого сотового заполнителя на заполнитель из ЭМ, в конструкции которого предусмотрены каналы для обеспечения устойчивого режима горения, распространения пламени по объёму заполнителя и теплообмен между газообразными продуктами реакции горения заполнителя и обшивок ЭДО.

На рис. 2 приведены базовые варианты конструкций ЭДО.

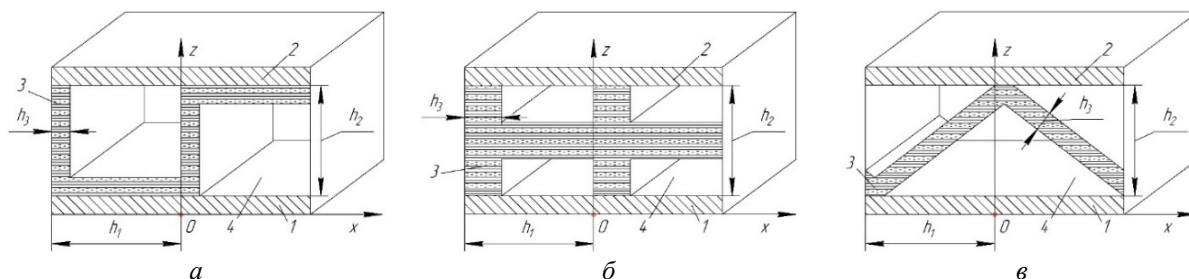


Рис. 2. Расчётная схема для базовых вариантов конструкций экспериментального демонстрационного образца трёх типов:

а – прямоугольный канал; *б* – усложнённый прямоугольный канал; *в* – треугольный канал; 1 – нижняя обшивка; 2 – верхняя обшивка; 3 – толщина слоя энергетического материала заполнителя h_3 ; 4 – канал движения продуктов горения энергетического материала; 5 – точки инициализации горения энергетического материала; L – длина экспериментального демонстрационного образца; h_1 – средняя ширина отдельного канала; h_2 – расстояние между обшивками

Основные требования, которые предъявляются к конструкции ЭДО:

- обеспечение прочностных и температурных характеристик; прочность конструкции заполнителя должна быть близкой к прочности алюминиевого сотового заполнителя (20...40 МПа), конструкция заполнителя должна сохранять свои механические свойства в диапазоне температур (300...420 К) на этапе выведения [4];
- обеспечение безопасных режимов горения;
- обеспечение ТД обшивок ЭДО при пониженном давлении до размеров мелко-дисперсной фракции при последующем аэродинамическом нагружении, соответствующем движению отделяемой части РН в плотных слоях атмосферы.

Разработка физической модели экспериментального демонстрационного образца для проведения численного эксперимента

Для проведения численного эксперимента используется разработанная методика оценки процессов тепло- и массообмена на основе уравнения Навье-Стокса [21] с соответствующей компьютерной моделью [22]. Для формирования блока исходных данных для проведения численного моделирования необходимы конкретные физические параметры ЭДО. С этой целью были рассмотрены возможные обобщённые характеристики проектного облика ЭДО, который включает в свой состав:

- геометрические размеры (длина, ширина, толщина);
- заполнитель, изготовленный из ЭМ, и обшивки;
- заполнитель, который ограничивается обшивками, изготовленными из ПКМ (характеристики обшивок приведены в табл. 1);
- наличие каналов в заполнителе для конвективных газовых потоков продуктов сгорания ЭМ (состав ЭМ приведён в табл. 2).

Исходными данными для численного моделирования являются:

- теплофизические характеристики материалов ЭДО (обшивок и заполнителя) и окружающей среды;
- скорость набегающего потока воздуха на фронтальную поверхность – от 15 м/с до 70 м/с температурой окружающей среды, соответствующей высоте движения на участке спуска;
- объёмное тепловыделение и параметры горения заполнителя, полученные на основе экспериментальных данных.

Таблица 1. Характеристики материала обшивок экспериментального демонстрационного образца

Физико-механические и теплофизические характеристики	Органопластик из ткани СВМ и эпоксидного связующего ЭД-20	Углепластик на основе ленты ЛУ-П/0,1 схемы армирования [0/90] _n и эпоксидного связующего ЭД-20
Плотность, кг/м ³	1250	1490
Коэффициент Пуассона в плоскости XOY	0,22	0,24
Коэффициент Пуассона в плоскости YOZ	0,11	0,12
Коэффициент Пуассона в плоскости XOZ	0,08	0,12
Коэффициент теплопроводности вдоль оси X , Вт/(м·К)	0,19	3,6
Коэффициент теплопроводности вдоль оси Y , Вт/(м·К)	0,185	3,5
Коэффициент теплопроводности вдоль оси Z , Вт/(м·К)	0,2	0,22
Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)	1200	1400

Таблица 2. Состав энергетического материала

Вариант состава	Содержание компонента в составе энергетического материала (%)		
	Перхлорат калия KClO ₄	Эпоксидная смола ЭД-5	Порошок алюминия Al
А	75	10	15
Б	80	10	10

Приняты следующие допущения: при проведении численного моделирования не учитываются изменения физико-механических и теплофизических характеристик материалов от температуры.

Моделирование проводилось для двух вариантов ЭМ, схожих по составу (табл. 2), при этом материалы обшивок приняты одинаковыми. В табл. 3 – 5 приведены результаты расчёта для разных типов конструкций ЭДО в соответствии с расчётной схемой (рис. 2).

Таблица 3. Результаты определения геометрических параметров заполнителя и характеристик газового потока

Расчётная схема	M , г	L , мм	H , мм	h_1 , мм	h_2 , мм	h_3 , мм	h_4 , мм	δ , %	U_x , м/с	P_L , Па	Δ
<i>a</i>	45	60	60	10	20	5,0	14	94,97	107,59	50 000	0,38
<i>б</i>				10	20	5,0	14	92,54	196,09	–	0,38
<i>в</i>				13	20	6,0	17	96,11	120,34	50 400	0,37

Примечание:

M , L , H – масса, длина и ширина ЭДО; h_1, h_2, h_3, h_4 – геометрические размеры ЭДО; δ – общие теплопотери в канале; U_x – скорость движения газов в потоке; P_L – давление газового потока в канале; Δ – коэффициент объёмного заполнения, определяемый как $S_k L / S_{об} L$, где S_k – общая площадь каналов; $S_{об}$ – площадь сечения образца; L – длина канала

Таблица 4. Результаты расчёта изменения средней температуры нагрева обшивки по длине канала на момент окончания времени горения заполнителя

Расчётная схема		Средняя температура обшивки, К										
		Длина канала L , м										
		0	0,006	0,012	0,018	0,024	0,03	0,036	0,042	0,048	0,054	0,06
<i>a</i>	верхняя обшивка	1100	1140	1180	1200	1200	1200	1190	1180	1150	1100	1250
	нижняя обшивка	200	170	210	270	450	500	630	740	800	950	1050
<i>б</i>	верхняя обшивка	1550	1450	1350	1280	1250	1240	1230	1210	1170	1070	1200
	нижняя обшивка	1050	1000	1050	1050	1050	1020	1000	980	950	950	930
<i>в</i>	верхняя обшивка	950	1050	1100	1150	1150	1150	1140	1140	1100	1050	1180
	нижняя обшивка	250	200	260	320	480	580	650	750	800	900	1000

Таблица 5. Результаты расчёта средней температуры потока газа в канале

Расчётная схема		Средняя температура потока газа в канале, К										
		Длина канала L , м										
		0	0,006	0,012	0,018	0,024	0,03	0,036	0,042	0,048	0,054	0,06
<i>a</i>		3440	3430	3420	3405	3405	3400	3350	3385	3380	3370	3350
<i>б</i>		3300	3240	3240	3230	3230	3225	3225	3220	3220	3220	3220
<i>в</i>		3475	3500	3510	3495	3480	3470	3460	3450	3435	3410	3405

В результате численного моделирования формируется геометрический облик ЭДО в соответствии с критерием максимальной температуры обшивки. Таким образом, были разработаны различные варианты конструкции ЭДО для проведения физического моделирования.

Разработка программы физического эксперимента

Проведение физического эксперимента по определению температуры обшивки разработанных ЭДО с использованием смесевых твёрдых ракетных топлив было проведено в специализированной лаборатории НИИ Прикладной математики и механики Томского госуниверситета. Основные положения проведённых экспериментальных исследований включали в себя:

- поиск оптимального состава смеси для изготовления ЭМ, обеспечивающего горение при низких давлениях окружающей среды, выделение максимального количества тепловой энергии и обладающего заданной прочностью для изготовления заполнителя, размещаемого внутри конструкции ЭДО;

- проведение экспериментальных исследований по горению ЭМ в условиях низких давлений, соответствующих давлениям в интервале высот от 80 до 5 км;

- проведение численной оценки параметров процесса тепло- и массообмена при горении выбранного оптимального ЭМ внутри ЭДО на основе существующих физико-математических моделей горения твёрдотопливных зарядов ракетных двигателей;
- изготовление ЭДО с использованием ЭМ и обшивок;
- проведение экспериментальных исследований процесса сжигания и измерения параметров процесса горения (температуры газов, наличия твёрдых остатков).

**Валидация и верификация методики оценки
процесса тепло- и массообмена, происходящего
в экспериментальном демонстрационном образце и компьютерной модели**

В качестве оценки полученных результатов сравнивались средние температуры обшивок ($T_{\text{ср}}$) однотипного ЭДО при сжигании ЭМ, полученные на основе компьютерной модели и экспериментально [23]. По результатам компьютерного моделирования средняя температура обшивок ЭДО по длине канала составила $T_{\text{ср}} = 900 \dots 1000$ К. В ходе экспериментальных исследований измерение температуры боковой поверхности обшивки ЭДО осуществлялось с помощью пирометра и получено $T_{\text{ср}} \approx 1150$ К. Результаты определения температуры нагрева обшивок ЭДО показывают сходимость в пределах допустимого отклонения (до 20%) с учётом принятых допущений. Данное сравнение приведено для подтверждения принципиальной возможности реализации процесса сжигания ЭДО при выборе его проектного облика на основе компьютерного моделирования и для качественного анализа картины теплоты и её распределения по поверхности ЭДО и времени процесса.

Заключение

Предложена концепция проектного облика экспериментального демонстрационного образца трёхслойных конструкций корпуса ракеты-носителя, основанная на замене алюминиевого сотового заполнителя на энергетический материал, в частности, на основе смесевых твёрдых ракетных топлив. При сжигании энергетического материала в условиях вакуума, в материале экспериментального демонстрационного образца происходит пиролиз, в том числе термическая деструкция материала образца.

Критерием эффективности процесса тепло- и массообмена при сжигании энергетического материала внутри экспериментального демонстрационного образца и, соответственно, проектного облика экспериментального демонстрационного образца, была принята температура обшивки.

Проведённые численные эксперименты показали принципиальную возможность существенного влияния проектного облика экспериментального демонстрационного образца на температуру обшивки и, соответственно, увеличение степени термической деструкции материала обшивки, увеличивая возможность диспергации экспериментального демонстрационного образца при аэродинамическом воздействии.

Полученные результаты будут использованы при разработке научно-методического подхода к проектированию элементов конструкции отделяющихся частей ракет-носителей, утилизируемых путём сжигания на пассивном участке траектории, с целью сокращения площадей, выделяемых под районы падения отделяющихся частей ракет-носителей.

Статья подготовлена за счёт гранта РНФ от 20.04.2023 г. № 23-29-10143 «Создание технологий конструирования хвостовых отсеков ракеты-носителя, утилизируемых на траектории спуска, с использованием высокоэнергетического материала».

Библиографический список

1. Авдошкин В.В., Аверкиев Н.Ф., Ардашов А.А., Арсеньев В.Н., Богачёв С.А., Болдырев К.Б., Булекбаев Д.А., Грибакин В.А., Дмитриев О.Ю., Елисейкин С.А., Карчин А.Ю., Кубасов И.Ю., Кулешов Ю.В., Маков А.Б., Пирогов С.Ю., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М., Салов В.В., Силантьев С.Б., Типаев В.В. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения. СПб: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2016. 372 с.
2. ОСТ 92-5156-90. Конструкции трёхслойные с обшивками из углепластика и алюминиевым сотовым заполнителем клеёные. Типовой технологический процесс изготовления. М.: Изд-во стандартов, 1991. 37 с.
3. Bonetti D., Medici G., Blanco Arnao G., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable payload fairings: Mission Engineering and GNC challenges // Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 01-04, 2019, Madrid, Spain). 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-638
4. Trushlyakov V., Zharikov K., Dron' M., Iordan Yu., Davydovich D. Research of thermal loading of the separated rocket design elements in the atmospheric phase of the descent trajectory // Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 3-6, 2017, Milan, Italy). 2017. DOI: 10.13009/EUCASS2017-684
5. Monogarov K., Pivkina A., Grishin L., Frolov Y., Dilhan D. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy // Acta Astronautica. 2017. V. 135. P. 69-75. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031
6. Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Iordan Y., Davydovich D., Melnikov I., Pivkina A. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material // Acta Astronautica. 2017. V. 150. P. 49-55. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.11.028
7. Korchagin M.A., Gavrilov A.I., Zarko V.E., Kiskin A.B., Iordan Yu.V., Trushlyakov V.I. Self-propagating high-temperature synthesis in mechanically activated mixtures of boron carbide and titanium // Combustion, Explosion and Shock Waves. 2017. V. 53, Iss. 6. P. 669-677. DOI: 10.1134/S0010508217060077
8. Trushlyakov V., Panichkin A., Lempert D., Shatrov Ya., Davydovich D. Method of heating of the separated parts of launch vehicle during the atmospheric phase of the descent trajectory // Acta Astronautica. 2018. V. 157. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.12.015
9. Трушляков В.И., Сурикова Ю.В., Давыдович Д.Ю. Способ минимизации зоны отчуждения отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для реализации: патент РФ № 2820714; опубл. 07.06.2024; бюл № 16.
10. Смердов А.А., Таирова Л.П., Баслык К.П., Артемьев А.В., Нелюб В.А., Бородулин А.С. Расчётно-экспериментальный анализ двух типов структур из углепластика для крупногабаритных ракетно-космических конструкций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 7 (19). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-859
11. Бурдюгов С.И., Батракова Г.М., Вайсман Я.И., Карманов В.В. Исследование эффектов термического разложения композиционных материалов конструкционного назначения // Химическая физика и мезоскопия. 2011. Т. 13, № 3. С. 319-325.
12. Смердов А.А., Таирова Л.П., Бахтин А.Г., Полиновский В.П. Экспериментальное исследование температурных и силовых воздействий на несущие конструкции ракет-носителей в условиях, соответствующих штатной эксплуатации // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. 2012. № 8 (8). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-452

13. Таирова Л.П., Фан Ш.Т. Экспериментальное исследование фрагментов многостеночных композитных оболочек при термосиловом воздействии // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 8. С. 87-99. DOI: 10.7463/0815.0791764
14. Li H., Lv H., Zhang T., Han Q., Liu J., Xiong J., Guan Z. Modeling and evaluation of dynamic degradation behaviours of carbon fibre-reinforced epoxy composite shells // Applied Mathematical Modelling. 2022. V. 104. P. 21-33. DOI: 10.1016/j.apm.2021.11.015
15. Трушляков В.И., Жариков К.И., Лемперт Д.Б., Яновский Л.С. Исследование полимерных материалов для сжигания сбрасываемых частей летательных аппаратов // Журнал прикладной химии. 2021. Т. 94, № 1. С. 98-102. DOI: 10.31857/S0044461821010138
16. Mallick P.K. Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing, and design. Boca Raton: CRC press, 2007. 638 p. DOI: 10.1201/9781420005981
17. Mosquera M.G., Jamond M., Martínez-Alonso A., Tascón Juan M.D. Thermal transformations of Kevlar aramid fibers during pyrolysis: Infrared and thermal analysis studies // Chemistry of Materials. 1994. V. 6, Iss. 11. P. 1918-1924. DOI: 10.1021/cm00047a006
18. Bao Y., Ma Y., Zheng Z., Yang Y., Ji X. A thermal conductivity computation model of the carbon fiber reinforced polymer/aramid fiber reinforced polymer laminate considering the bi-material composite interfaces // Polymer Composites. 2023. V. 44, Iss. 5. P. 2735-2744. DOI: 10.1002/pc.27275
19. Cecen V., Tavman I.H., Kök M., Aydogdu Y. Epoxy-and polyester-based composites reinforced with glass, carbon and aramid fabrics: Measurement of heat capacity and thermal conductivity of composites by differential scanning calorimetry // Polymer Composites. 2009. V. 30, Iss. 9. P. 1299-1311. DOI: 10.1002/pc.20695
20. Yashas Gowda T.G., Vinod A., Madhu P., Mavinkere Rangappa S., Siengchin S., Jawaid M. Mechanical and thermal properties of flax/carbon/kevlar based epoxy hybrid composites // Polymer Composites. 2022. V. 43, Iss. 8. P. 5649-5662. DOI: 10.1002/pc.26880
21. Trushlyakov V.I., Panichkin A.V. Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts // Journal of Spacecraft and Rockets. 2021. V. 58, Iss. 4. P. 1200-1206. DOI: 10.2514/1.A34920
22. Паничкин А.В., Трушляков В.И., Иордан Ю.В. Программа для расчета геометрических параметров конструкции заряда-заполнителя сжигаемого демонстратора. Форма «усложнённый прямоугольный канал»: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2020661061; опубл. 17.09.2020; бюл. № 9.
23. Архипов В.А., Глазунов А.А., Золотарев Н.Н., Козлов Е.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Трушляков В.И. Анализ возможности сжигания элементов головного обтекателя ракеты-носителя // Физика горения и взрыва. 2023. Т. 59, № 5. С. 22-32. DOI: 10.15372/FGV2022.9215

INFLUENCE OF THE DESIGN CONCEPT OF AN EXPERIMENTAL DEMONSTRATION MODEL OF A ROCKET DESIGN ELEMENT ON THE PROCESS OF HEAT AND MASS TRANSFER

© 2025

- V. I. Trushlyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; vatrushlyakov@yandex.ru
- Yu. V. Surikova** Candidate of Science (Engineering), Research Associate;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; iordanyuliya@gmail.com
- D. Yu. Davydovich** Research Associate;
Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation; d-davydovich@mail.ru

A conceptual design of an experimental demonstration model of three-layer structure of a launch vehicle body is proposed, based on the replacement of aluminum honeycomb filler with an energy-related material, in particular, based on composite solid rocket propellants. When energy-related material is burned under vacuum conditions, pyrolysis occurs in the experimental demonstration model material, including thermal destruction of the experimental demonstration model material. The efficiency criterion for the heat and mass exchange process during the energy-related material combustion inside the experimental demonstrator and, accordingly, the design concept of the experimental demonstrator, is the skin temperature. After the thermal destruction process is completed in the experimental demonstrator pyrolysis process, in accordance with the proposed concept of creating the experimental demonstrator aerodynamic loading is carried out to assess the degree of dispersion of the experimental demonstrator. The conducted numerical experiments showed the fundamental possibility of significant influence of the design concept of the experimental demonstrator on the skin temperature and, accordingly, an increase in the degree of thermal destruction of the skin material and the possibility of dispersion of the experimental demonstrator under aerodynamic influence. Comparisons were made with the results of physical modeling of burning the experimental demonstrator with specific energy material, which were close to the results of numerical experiments.

Experimental demonstrator; design concept; combustion; energy-related material; shell; thermal destruction

Citation: Trushlyakov V.I., Surikova Yu.V., Davydovich D.Yu. Influence of the design concept of an experimental demonstration model of a rocket design element on the process of heat and mass transfer. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 2. P. 61-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-2-61-73

References

1. Avdoshkin V.V., Averkiev N.F., Ardashov A.A., Arsen'ev V.N., Bogachev S.A., Boldyrev K.B., Bulekbaev D.A., Gribakin V.A., Dmitriev O.Yu., Eliseykin S.A., Karchin A.Yu., Kubasov I.Yu., Kuleshov Yu.V., Makov A.B., Pirogov S.Yu., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., Salov V.V., Silant'ev S.B., Tipaev V.V. *Problemnye voprosy ispol'zovaniya trass zapuskov kosmicheskikh apparatov i rayonov padeniya otdeleyayushchikhsya chastey raket kosmicheskogo naznacheniya* [Problematic issues of using spacecraft launch routes and booster drop zones]. SPb: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2016. 372 p.
2. OST 92-5156-90. Glued sandwich structures with sheeting made of carbon fibre and Aluminium honeycomb. Typical production process. Moscow: Izd-vo Standartov Publ., 1991. 37 p. (In Russ.)
3. Bonetti D., Medici G., Blanco Arnao G., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable payload fairings: Mission Engineering and GNC challenges. *Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 01-04, 2019, Madrid, Spain)*. 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-638
4. Trushlyakov V., Zharikov K., Dron' M., Iordan Yu., Davydovich D. Research of thermal loading of the separated rocket design elements in the atmospheric phase of the descent trajectory. *Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (July, 3-6, 2017, Milan, Italy)*. 2017. DOI: 10.13009/EUCASS2017-684
5. Monogarov K., Pivkina A., Grishin L., Frolov Y., Dilhan D. Uncontrolled re-entry of satellite parts after finishing their mission in LEO: Titanium alloy degradation by thermite reaction energy. *Acta Astronautica*. 2017. V. 135. P. 69-75. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.10.031
6. Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Iordan Y., Davydovich D., Melnikov I., Pivkina A. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material. *Acta Astronautica*. 2017. V. 150. P. 49-55. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.11.028
7. Korchagin M.A., Gavrilov A.I., Zarko V.E., Kiskin A.B., Iordan Yu.V., Trushlyakov V.I. Self-propagating high-temperature synthesis in mechanically activated mixtures of boron

carbide and titanium. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2017. V. 53, Iss. 6. P. 669-677. DOI: 10.1134/S0010508217060077

8. Trushlyakov V., Panichkin A., Lempert D., Shatrov Ya., Davydovich D. Method of heating of the separated parts of launch vehicle during the atmospheric phase of the descent trajectory. *Acta Astronautica*. 2018. V. 157. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.12.015

9. Trushlyakov V.I., Surikova Yu.V., Davydovich D.Yu. *Sposob minimizatsii zony otchuzhdeniya ot delyayushchey chasti stupeni rakety-nositelya i ustroystvo dlya realizatsii* [Method for minimizing exclusion zone of separating part of carrier rocket stage and device for implementation]. Patent RF, no. 2820714, 2024. (Publ. 07.06.2024. bull. no. 16)

10. Smerdov A.A., Tairova L.P., Baslyk K.P., Artemiev A.V., Nelyub V.A., Borodulin A.S. Experiment-calculated analysis of two types of CFRP structures for large size rocket-space structures. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2013. No. 7 (19). DOI: 10.18698/2308-6033-2013-7-859

11. Burdyugov S.I., Batrakova G.M., Vaisman Ya.I., Karmanov V.V. Investigation of the effects of thermal decomposition of composite materials for structural purposes. *Chemical Physics and Mesoscopics*. 2011. V. 13, Iss. 3. P. 319-325. (In Russ.)

12. Smerdov A.A., Tairova L.P., Bahtin A.G., Polinovskiy V.P. Experimental study of temperature and force actions on load-carrying structures of carrier rockets under conditions corresponding to normal operation. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University*. 2012. No. 8 (8). DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-452

13. Tairova L.P., Fan Sh.T. Experimental study of multi-walled composite shell fragments under thermal force effects. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 8. P. 87-99. (In Russ.). DOI: 10.7463/0815.0791764

14. Li H., Lv H., Zhang T., Han Q., Liu J., Xiong J., Guan Z. Modeling and evaluation of dynamic degradation behaviours of carbon fibre-reinforced epoxy composite shells. *Applied Mathematical Modelling*. 2022. V. 104. P. 21-33. DOI: 10.1016/j.apm.2021.11.015

15. Trushlyakov V.I., Zharikov K.I., Lempert D.B., Yanovskii L.S. Polymer materials for combustion of discarded parts of aerospace vehicles. *Russian Journal of Applied Chemistry*. 2021. V. 94, Iss. 1. P. 94-98. DOI: 10.1134/S1070427221010134

16. Mallick P.K. Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing, and design. Boca Raton: CRC press, 2007. 638 p. DOI: 10.1201/9781420005981

17. Mosquera M.G., Jamond M., Martínez-Alonso A., Tascón Juan M.D. Thermal transformations of Kevlar aramid fibers during pyrolysis: Infrared and thermal analysis studies. *Chemistry of Materials*. 1994. V. 6, Iss. 11. P. 1918-1924. DOI: 10.1021/cm00047a006

18. Bao Y., Ma Y., Zheng Z., Yang Y., Ji X. A thermal conductivity computation model of the carbon fiber reinforced polymer/aramid fiber reinforced polymer laminate considering the bi-material composite interfaces. *Polymer Composites*. 2023. V. 44, Iss. 5. P. 2735-2744. DOI: 10.1002/pc.27275

19. Cecen V., Tavman I.H., Kök M., Aydogdu Y. Epoxy-and polyester-based composites reinforced with glass, carbon and aramid fabrics: Measurement of heat capacity and thermal conductivity of composites by differential scanning calorimetry. *Polymer Composites*. 2009. V. 30, Iss. 9. P. 1299-1311. DOI: 10.1002/pc.20695

20. Yashas Gowda T.G., Vinod A., Madhu P., Mavinkere Rangappa S., Siengchin S., Jawaaid M. Mechanical and thermal properties of flax/carbon/kevlar based epoxy hybrid composites. *Polymer Composites*. 2022. V. 43, Iss. 8. P. 5649-5662. DOI: 10.1002/pc.26880

21. Trushlyakov V.I., Panichkin A.V. Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2021. V. 58, Iss. 4. P. 1200-1206. DOI: 10.2514/1.A34920

22. Panichkin A.V., Trushlyakov V.I., Iordan Yu.V. *Programma dlya rascheta geometricheskikh parametrov konstruksii zaryada-zapolnitelya szhigaemogo demonstratora. Forma «uslozhnennyy pryamougol'nyy kanal»* [Program for calculating the geometric parameters of the design of filler charge of a burned demonstrator]. Certificate of state registration of computer program no. 2020661061, 2020. (Publ. 17.09.2020, bull. no. 9)

23. Arkhipov V.A., Glazunov A.A., Zolotarev N.N., Kozlov E.A., Korotkikh A.G., Kuznetsov V.T., Trushlyakov V.I. Analyzing the possibility of burning the launcher nose cone elements. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2023. V. 59, Iss. 5. P. 553-562. DOI: 10.1134/s0010508223050039