

Экспериментальные исследования теплового и аэродинамического воздействия на полимерный композиционный материал*

Д.Ю. Давыдович

Омский государственный технический университет

E-mail: dyudavydovich@omgtu.ru

Получены результаты экспериментальных исследований процессов термической деструкции в процессе пиролиза и степени диспергации от импульсного аэродинамического воздействия на демонстрационный образец (ДО), моделирующий отделяющийся элемент конструкции от ракеты-носителя типа «Союз-2» на участке выведения. В качестве конструкционного материала ДО в работе используется полимер на основе арамидных волокон и эпоксидного связующего. Процесс пиролиза и последующей термической деструкции реализуется за счет нагрева ДО электрическим нагревателем. Импульсное аэродинамическое воздействие осуществляется в вакуумной камере за счет газодинамического удара потоком сжатого воздуха с оценкой степени диспергации. Разработана программа экспериментов и соответствующий экспериментальный исследовательский стенд с метрологическим обеспечением. На основе полученных результатов сформировано дальнейшее направление исследований по термической деструкции и аэродинамической диспергации ДО.

Ключевые слова: термическая деструкция, аэродинамическая диспергация, отделяющиеся части ракет-носителей.

Введение

Отделяемые конструкции ракет-носителей (РН), такие как головные обтекатели, хвостовые и переходные отсеки, разрабатывались для решения актуальных задач, при этом перед проектантами не стояли задачи их утилизации или многократного использования, преследовалась цель создания конструкционных материалов и, соответственно, конструкций для обеспечения функционирования на всех этапах эксплуатации РН. Главными критериями при проектировании были прочность и массогабаритное совершенство, удобство эксплуатации и т.д.

Отдельно следует выделить вопросы энергетических затрат, перетекающих в экономические, которые обусловлены вынужденной необходимостью переноса момента времени отделения указанных элементов от РН на активном участке по траектории выведения, что диктуется необходимостью обеспечения падения этих частей в выделенные районы.

* Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-10143.

В работе [1] рассматривалось направление кардинального решения проблемы выделения районов падения отделяемых элементов (исключая ступени РН), основанное на сжигании последних после отделения от РН, что предлагалось осуществлять путем размещения в конструкциях отделяемой части смесевых твердых ракетных топлив. Проведенные поисковые исследования [2, 3] выявили недостатки этого направления, связанные с характеристиками существующих полимерных композиционных материалов (ПКМ), из которых изготавливаются современные отделяемые отсеки, и используемых смесевых топлив, в том числе:

— ПКМ на основе углепластика и алюминиевых сот [4] являются трудносжигаемыми даже в обычных условиях, а их сжигание на участках спуска (безатмосферного и атмосферного) требует значительного количества теплоты от дополнительно устанавливаемых источников генерации теплоты;

— используемые смесевые топлива характеризуются высоким газообразованием, что приводит к уносу существенной части теплоты в окружающее пространство [5].

Дальнейшее развитие направления утилизации отделяемых частей на траектории спуска на участке внеатмосферного полета предполагает изменение первоначальной концепции, заключающейся в нагреве материала конструкции до необходимой температуры, соответствующей началу процесса пиролиза и термодеструкции, на последующее переменное аэродинамическое воздействие набегающего потока при входе в плотные слои атмосферы, которое приводит к диспергации конструкции отсека [6].

1. Постановка задачи

В общем случае научную проблему, стоящую перед предлагаемой концепцией, необходимо решать в нескольких направлениях:

— поиск конструкционного материала, в частности, замена углепластика на материал, требующий значительно меньшей энергии для его термической деструкции, например, изготовленный на основе арамидных волокон [7];

— обеспечение условий последующей аэродинамической диспергации вследствие аэродинамического воздействия;

— поиск энергетического материала с заданными свойствами, выделяющего необходимое количество теплоты и удовлетворяющего эксплуатационным требованиям.

В качестве рассматриваемых объектов можно выделить перспективные РН семейства «Амур», «Ангара» и существующие РН семейства «Союз-2».

Для решения научной проблемы, сформулированной выше, необходимо рассмотреть следующие задачи. Требуется разработать концепцию проведения исследований с допущениями и ограничениями, а также разработать и создать исследовательский экспериментальный стенд, где отделяемая конструкция будет представлена в виде демонстрационного образца (ДО) с соответствующими физико-механическими свойствами, воспроизвести имитацию энергетического материала (в виде электрического нагревателя) с соответствующими параметрами и имитацию входа в плотные слои атмосферы (в виде газодинамической пушки) с обеспечением необходимой величины вакуума в исследовательском экспериментальном стенде.

Ниже приведем рекомендации к выбору конструкционного материала ДО для проведения экспериментальных исследований.

1. Определение необходимого количества теплоты, вводимой в ДО с использованием электрического нагревателя, для обеспечения заданной величины тепловой деструкции ДО на основе процесса пиролиза конструкционного материала ДО.

2. Определение необходимой величины аэродинамического воздействия для реализации на исследовательском экспериментальном стенде, которая бы соответствовала силовому воздействию на единицу площади отделяемого отсека при спуске.

3. Определение на основе п. 1 и 2 условий диспергации ДО и возможности догорания частиц в атмосфере.

4. Разработка программы экспериментов, изготовление исследовательского экспериментального стенда, метрологического обеспечения, проведение физического моделирования.

2. Концепция проведения исследования процессов термической деструкции и аэродинамической диспергации

Концепция проведения экспериментальных исследований включает в свой состав: синтез конструкционного материала для разработки экспериментальных ДО, обеспечивающих требуемые эксплуатационные свойства, а также возможность его пиролиза при тепловом воздействии и последующим снижением прочности (термодеструкции); введение необходимого количества теплоты в ДО для начала процесса пиролиза с обеспечением необходимого уровня термической деструкции; оценку удельной величины аэродинамического воздействия на ДО при входе в плотные слои атмосферы; разработку программы экспериментальных исследований и метрологического обеспечения; разработку экспериментального исследовательского стенда и проведение программы экспериментов; разработку предложений к программе исследований следующего этапа.

2.1. Основные параметры предлагаемой концепции

2.1.1. Рекомендации к выбору материалов для изготовления ДО

Несмотря на преимущества, ПКМ на основе углеродных волокон имеют свои недостатки для их утилизации, т.к. требуют значительных энергетических затрат [8, 9]. В связи с этим в качестве конструкционного материала для изготовления предлагается ПКМ, отличающийся от традиционного [4] возможностью обеспечения заданной степени его термической деструкции с более низкими энергетическими затратами и последующей диспергацией в плотных слоях атмосферы. По сравнению с углеродными, армирующие волокна (в нашем случае представленные в виде арамидных волокон) обладают более высокой ударопрочностью и лучше сопротивляются различным типам механических нагрузок. Но главное, они относительно легко перерабатываются и могут быть утилизированы путем термической деструкции, требуя при этом меньших энергетических затрат [10]. Таким образом, для решения представленной задачи следует выбрать материал армирующего волокна — арамидные волокна (например, СВМ, Кевлар и т.д.) — и материал матрицы — полимерные смолы (например, эпоксидное связующее ЭДТ-10 и т.д.) [11]. В качестве материалов для изготовления ДО использовались: армирующее волокно (aramидное), из которого в результате саржевого переплетения была образована ткань, и матрица — эпоксидное связующее. На рис. 1 показаны схема и фото ДО.

Для проведения физического моделирования был изготовлен ряд квадратных четырехслойных ДО размером $60 \times 60 \times 1,3$ мм. Схема укладки слоев ткани под разными углами была соответствующей: $0/90/45/0$ градусов. Средняя масса ДО составляла $\sim 5,9$ г.

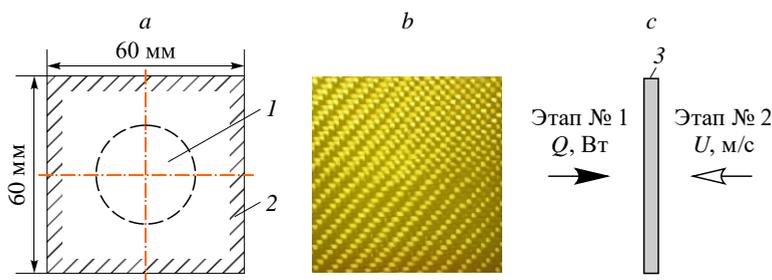


Рис. 1. Схемы (а, с) и фото (b) ДО.

а: 1 — зона теплового и аэродинамического воздействий (S),
2 — зона крепления; с: 3 — вид образца сбоку.

2.1.2. Количество теплоты, вводимое в ДО, для заданного уровня тепловой деструкции

В работе [12] было установлено, что термическое разложение арамидных волокон начинается в диапазоне от 773 до 848 К. При температурах выше 773 К имеет место значительная потеря массы, однако разрушение не происходит до примерно 823 К. Основное химическое превращение во время пиролиза арамидного волокна наблюдается в узком диапазоне температур — 823–848 К. При температурах около 873 К механизм пиролиза претерпевает значительное изменение. Как показывают результаты дифференциального термического анализа и инфракрасной спектроскопии, происходит постепенная ароматизация с последующей конденсацией, приводящая к полиароматическим соединениям. Температура термического разложения эпоксидной смолы зависит от условий эксплуатации, таких как скорость нагрева и давление, но обычно составляет примерно 623–723 К [10].

Унос теплоты от ДО осуществляется за счет излучения в окружающую среду (вакуумную камеру), а также через теплопроводность материала систем фиксации ДО в экспериментальном исследовательском стенде. Температура спускаемого тела, согласно литературным данным и расчетам [13], практически не отличается от температуры окружающей среды, т.к. скорости спуска не приводят к нагреву поверхности, а наоборот происходит ее остывание.

2.1.3. Величина удельного аэродинамического воздействия при входе в плотные слои атмосферы

Согласно типовой траектории спуска для РН типа «Союз 2», продолжительность участка спуска с момента отделения от РН и до входа в плотные слои атмосферы на высоте 80 км составляет ~ 235 с, высота отделения — 150 км. После отделения цилиндрический отделяемый отсек разделяется на три равные сегмента — так называемые панели. На рис. 2 показаны схема траекторных параметров и зона теплового воздействия, согласно разрабатываемой концепции.

Для оценки аэродинамических параметров движения на траектории спуска после отделения элементов от РН использовалась система уравнений движения, описывающая поведение тела как материальной точки. При этом в расчетах учитывались характеристики объекта, такие как его мидель, масса и аэродинамический коэффициент [13].

Начальные условия, взятые на примере отделившейся панели хвостового отсека типа «Союз 2.1в», были следующими: высота отделения — 150 км, угол наклона

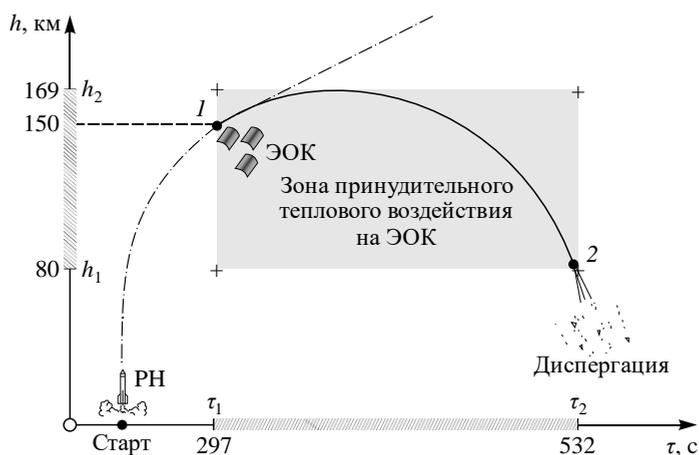


Рис. 2. Схема траекторных параметров.

1 — точка на траектории отделения от ракеты,

2 — точка входа в плотные слои атмосферы;

ЭОК — элемент конструкции ракеты.

траектории — $\theta = 0^\circ$, азимут — $\psi = 28^\circ$, долгота — $\varphi = -49,39^\circ$, широта — $\lambda = 5,05$, площадь миделя панели отделяемого хвостового отсека $S = 5,23$ м, масса $m = 165$ кг, $C_x = 0,8$.

Принимался ряд допущений:

- масса элемента конструкции ракеты постоянна;
- движение описывается как для точки с массой и миделем;
- рассматриваемые силы, действующие на элемент конструкции ракеты, приложены к центру масс;
- рассматривается только баллистический спуск с заданной высоты;
- поверхность панели, составляющая 1/3 от общей площади хвостового отсека «Союз 2.1», движется перпендикулярно, обтекаемой стороной она обращена к набегающему потоку (в действительности возможно ее вращательное движение).

Результаты расчетов представлены в табл. 1. Термодинамические параметры были рассчитаны в работе [13]. В условиях данной задачи равновесная температура поверхности при максимальном скоростном напоре оценивается приблизительно в 329 К. Это объясняется тем, что выделяющееся тепло частично рассеивается за счет радиационного излучения и ограниченного теплопереноса, связанного с низкой плотностью окружающего воздуха на высоте 50 км.

Таблица 1

Результаты баллистического расчета панели отделяемого отсека

№ расчетной точки	Аэродинамическая сила, Н	Распределенная сила, Н/м ²	Скоростной напор, кг·м ⁻¹ ·с ⁻²	Скорость, м/с	Высота, км
1	433	83	103,5	3078	80
2	925	177	221,2	3077	75
3	2579	493	616,5	3047	68
4	5799	1109	1199	2947	63
5	18965	3626	4533	2267	50
6	6907	1321	1651	599	38
7	2375	454	568	251	33

3. Физическое моделирование

3.1. Программа экспериментальных исследований

Из анализа характеристик ПКМ, созданных на основе арамидных волокон при использовании материала матрицы из эпоксидного связующего, были установлены требования к различным вариантам ДО, а на основе схемы спуска определены удельные характеристики аэродинамического воздействия при входе в плотные слои атмосферы.

Диапазон температурного воздействия на ДО был выбран в интервале от 773 до 1073 К, где 773 К — температура нагревателя, составляющая на 50 градусов выше теоретического диапазона разложения эпоксидного связующего, а выше 873 К находятся значения температуры, при которых происходит термодеструкция арамидных волокон [12]. Величина 773 К выбиралась с учетом теплопередачи от плоского нагревателя к образцу, которая в рассматриваемом случае является неидеальной. Для компенсации возможных потерь тепла температура нагревателя была установлена на 50 градусов выше верхней границы диапазона, чтобы гарантированно обеспечить необходимую температуру на поверхности образца.

Продолжительность теплового воздействия определялась тепловым потоком от электрического нагревателя, прилегающего к поверхности ДО, из условия нагрева ДО в пределах заданных температур.

Величина аэродинамического воздействия выбиралась из условия рассчитанного воздействия по результатам баллистического расчета на высотах 80–68 км входа в атмосферу (табл. 2). Воздействие на образец носило импульсный характер (0,25 с), величина давления в пушке составляла 10 атм (с учетом пониженного давления в вакууме), усилие, принимаемое пластиной образца, составляло 1773 Н, что соответствует 70 % от расчетного для точки входа в плотные слои атмосферы, и оно же составляет 10 % от максимального расчетного аэродинамического воздействия в точке траектории при максимальном скоростном напоре. Аэродинамическое воздействие в программе экспериментов было введено для оценки принципиальной возможности нарушения целостности образца, и в данной работе оно не оценено полностью для каждой точки траектории. Т.е. не рассматривается вся траектория спуска из-за сложного движения отделяемого отсека, где помимо плоского движения происходит случайное вращение, причиной которого являются переменный набегающий поток и сложная форма самого отсека, что приводит к срывам потока. На стенде указанный процесс реализуется за счет расширения струи после клапана. В дальнейших исследованиях планируется уточнение данного воздействия в соответствии с расчетными величинами.

Таблица 2

Параметры программы экспериментов

Номер серии эксперимента	Давление, кПа	Температура нагрева S^* в ДО, К	Длительность нагрева S в ДО, с	Аэродинамическое воздействие на S в ДО, Н
1	0,7	773	235	1773
2		973	600	
3				
4				
5	101,3	1073	3–5	949

* S — зона нагрева и аэродинамического воздействия в ДО.

Было выполнено пять экспериментов, при этом в каждом из них использовалось по три ДО, имеющих одинаковые составы ПКМ. В табл. 2 приведены параметры программы экспериментов. Для реализации этой программы были поставлены следующие задачи: определение величины термодеструкции ДО на основе изменения толщины ДО в зоне S перед аэродинамическим воздействием; качественная оценка дисперсации зоны S в зависимости от величины нагрева ДО; определение потери массы ДО в зависимости от величины нагрева и аэродинамического воздействия.

3.2. Экспериментальный исследовательский стенд

Схема экспериментального исследовательского стенда для реализации программы показана на рис. 3. На рис. 4 приведено фото стенда внутри вакуумной камеры с установленным в держатель ДО. В сводной табл. 3 представлены результаты физического моделирования.

3.3. Результаты физического моделирования

На рис. 5 и 6 приведены фотографии образцов в процессе реализации программы. Здесь из выборки образцов серии показан вид одного образца с двух сторон. Качественное изображение остальных образцов идентично для каждой серии, за исключением того, что в серии № 4 наблюдается прорыв арамидных волокон в центральной зоне S, а в сериях № 1–3 он отсутствует, в остальном образцы качественно выглядят так же.

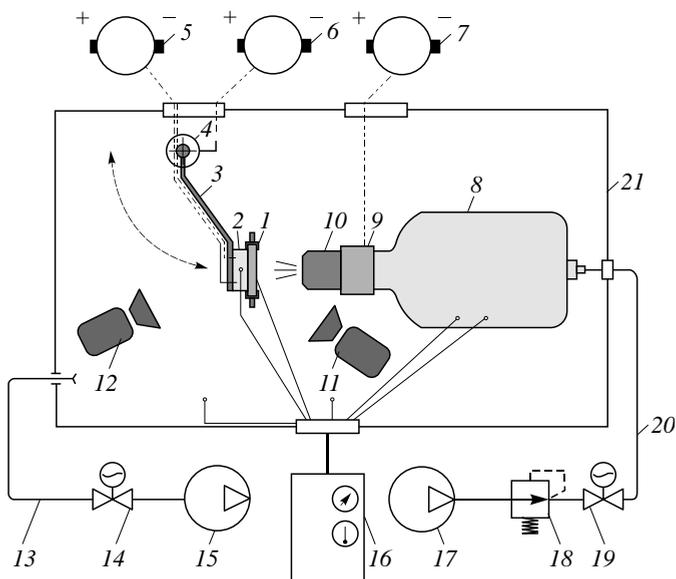


Рис. 3. Схема стенда.

- 1 — ДО, 2 — электрический нагреватель, 3 — подвижный кронштейн,
 4 — электрический привод нагревателя, 5 — источник питания нагревателя,
 6 — источник питания привода, 7 — источник питания электромагнитного клапана,
 8 — газодинамическая пушка для аэродинамического воздействия, 9 — электромагнитный клапан,
 10 — сопло газодинамической пушки, 11 — видеокамера 1, 12 — видеокамера 2,
 13 — магистраль для откачки воздуха из вакуумной камеры, 14, 19 — запорный электроклапан,
 15 — вакуумный насос, 16 — система регистрации данных с измерительных датчиков
 на основе персонального компьютера, 17 — компрессор для газодинамической пушки,
 18 — редуктор давления, 20 — воздушная магистраль для газодинамической пушки, 21 — вакуумная камера.

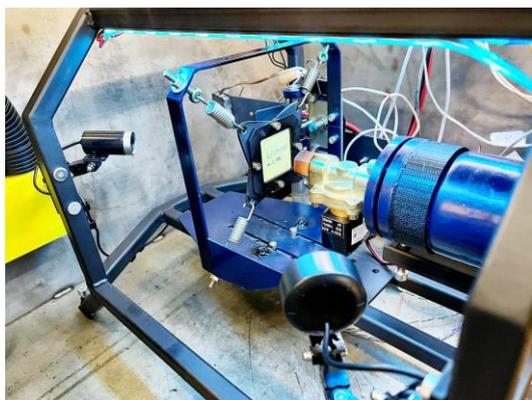


Рис. 4. Вид стенда в вакуумной камере.

Левая фотография отображает фронтальную сторону (со стороны аэродинамического воздействия), правая — тыловую сторону (со стороны электрического нагревателя). В процессе эксперимента нагреватель касается тыловой стороной ДО и воздействует на нее, а аэродинамическое воздействие происходит с фронтальной стороны образца, при отведенном в сторону от

оси электрического нагревателя.

На рис. 7 представлена гистограмма изменения массы образца в пяти сериях экспериментов. Масса зоны крепления шириной 5 мм по периметру образца в расчете процентов потери массы не учитывается. Горизонтальной линией показана граница доли эпоксидной смолы по массе в образцах. В связи с тем, что заданное тепловое воздействие прикладывается непосредственно в зону S и, как видно из фотографий образцов после экспериментов, термодеструкция связующего и армирующего волокна происходит в зоне S,

Таблица 3

Результаты физического моделирования

Номер серии экспериментов	Температура, К	Количество теплоты, кДж	Потеря массы, %	Целостность
1	773	~9,63	25	Нарушения целостности ДО не происходит. Аэродинамическое воздействие не приводит к разрыву арамидных волокон.
2	773	~24,61	26	Нарушения целостности ДО не происходит. Аэродинамическое воздействие не приводит к разрыву арамидных волокон. Количество теплоты в серии № 1 и № 2 достаточно для пиролиза одинаковой массы эпоксидного связующего, но в то же время недостаточно для нарушения целостности ДО при заданном аэродинамическом воздействии.
3	973	~34,99	46	В результате теплового воздействия в зоне S происходит разрушение трех из четырех слоев со стороны контакта с электронагревателем, толщина зоны S уменьшилась до 0,27 мм при изначальной толщине 1,3 мм. При аэродинамическом воздействии на оставшийся четвертый слой нарушения целостности волокон не происходит.
4	1073	~40,18	56	Результат теплового воздействия такой же, как для серии 3. При аэродинамическом воздействии происходит разрушение арамидных волокон четвертого слоя в центральной точке в области S приблизительно диаметром 3-4 мм.
5	1073	~9,63	56	Эксперимент при атмосферном давлении с доступом кислорода. Происходит открытое горение эпоксидной смолы, визуально сохраняется целостность волокон. Аэродинамическое воздействие привело к разрыву арамидных волокон в зоне S.



Рис. 5. Фотографии результатов серии экспериментов № 4.

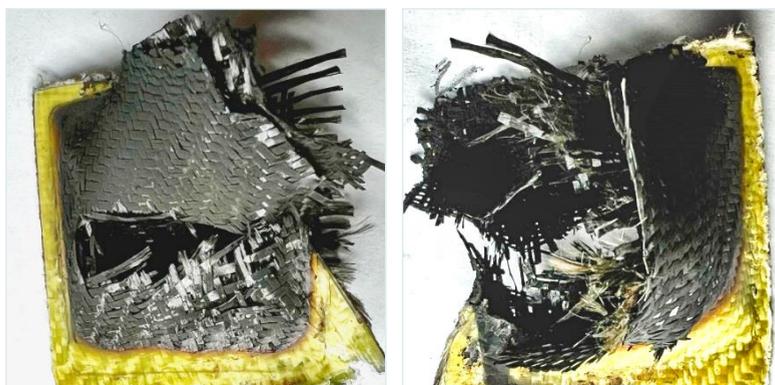


Рис. 6. Фотографии результатов серии экспериментов № 5.

в переходной зоне наблюдается неполная термодеструкция связующего, но при этом термодеструкция армирующего волокна отсутствует, а в зоне крепления связующее и волокно остаются в полном объеме. Потеря массы происходит за счет термодеструкции,

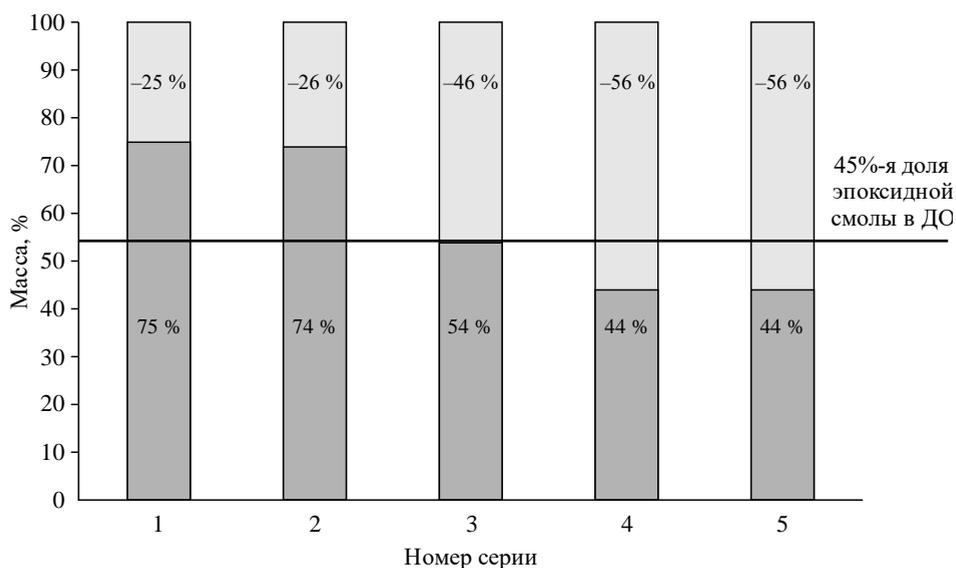


Рис. 7. Гистограмма изменения массы ДО согласно серии экспериментов.

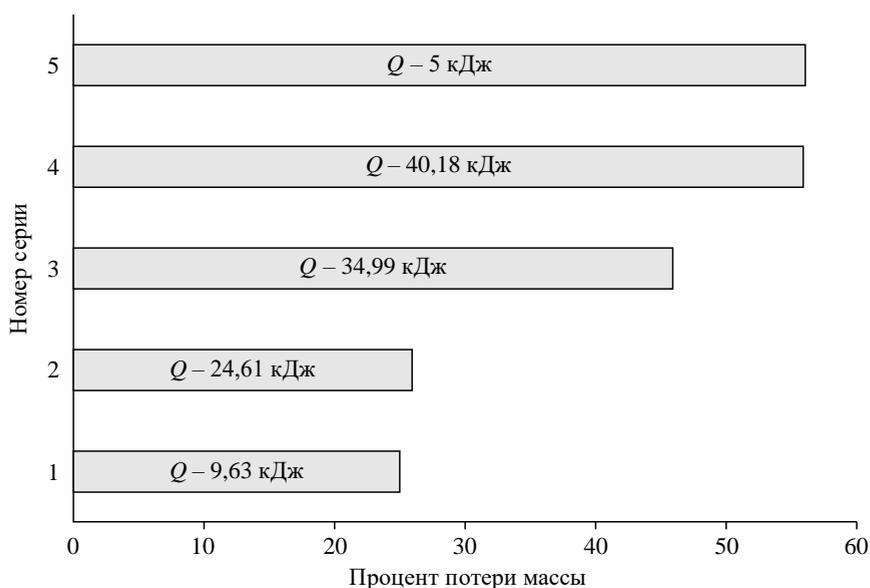


Рис. 8. Гистограмма зависимости потери массы ДО от затраченного количества теплоты Q .

в то время как за счет аэродинамического воздействия происходит разрыв оставшегося армирующего волокна в сериях № 4 и 5 без отсоединения его от образца.

Как следует из приведенных результатов, наибольшим потерям массы при нагреве ДО в вакуумной камере соответствует серия № 4, экспериментальная серия № 5 реализовывалась в наземной атмосфере, поэтому ее надо рассматривать отдельно (см. табл. 3).

На рис. 8 показана гистограмма зависимости потерянной массы относительно затраченного количества теплоты, доставленной в ДО посредством теплового воздействия от электрического нагревателя. Масса зоны крепления шириной 5 мм по периметру образца в расчете процентов потери массы не учитывается. Количество затраченной теплоты для серии № 5 обусловлено тем, что в условиях кислорода, присутствующего в воздухе, после достижения температуры возгорания эпоксидного связующего происходит возгорание и нагреватель отводится от ДО.

4. Обсуждение результатов

Решение сформулированной научной проблемы предусматривало последовательное решение ряда задач:

- создание концепции, предусматривающей проведение лабораторных работ на исследовательском экспериментальном стенде с использованием специальных демонстрационных образцов, изготовленных из специализированных полимерных композиционных материалов, с дальнейшей возможностью их термодеструкции и аэродинамического воздействия с целью их диспергации;

- изложение рекомендации к разработке специализированного ПКМ, имеющего близкие характеристики к традиционному и используемому в современных конструкциях, но обладающему дополнительными свойствами, обеспечивающими более легкие условия его утилизации на траектории спуска;

- реализация процесса термодеструкции, заключающейся в нагреве зоны S, находящейся в ДО, до необходимой температуры, соответствующей началу процесса пиролиза ПКМ и его термодеструкции в процессе пиролиза;

— осуществление аэродинамического воздействия на зону S, находящуюся в ДО, после проведения процедуры термодеструкции последнего для его диспергирования и возможности догорания диспергированных частиц в атмосфере.

Результаты исследований показали перспективность предлагаемой концепции, а также дальнейшее направление исследований с применением перспективных энергетических материалов вместо электрического нагревателя, например, использующих эффект самораспространяющегося высокотемпературного синтеза, а также других возможных ПКМ с пониженной энергетикой, необходимой для обеспечения процесса термодеструкции.

В продолжение настоящих исследований планируется получить количественные оценки снижения прочности ДО при различном тепловом воздействии и провести испытания на удар после теплового воздействия с использованием маятникового метода испытания на удар по Шарпи.

Выводы

Проведенные исследования по уменьшению площадей района падения отделяемых частей РН, основанные на оценке возможности их сжигания в процессе полета на траектории спуска после отделения от РН, показали принципиальную возможность достижения указанной цели.

Представлена концепция исследований, включающая в свой состав разработку экспериментального исследовательского стенда, предложения по разработке специализированного ПКМ для получения ДО, способ реализации начала процесса пиролиза ДО в пределах заданной степени термодеструкции ПКМ (а не полного процесса пиролиза с получением газообразной, жидкой и твердой фаз) и последующего силового аэродинамического воздействия для диспергации ДО.

Параметры вакуума и силового атмосферного воздействия в импульсной постановке соответствуют реальным величинам, реализуемым при пусках РН.

Автор выражает благодарность проф., д.т.н. В.И. Трушлякову за ценные советы при проведении исследований.

Список литературы

1. Trushlyakov V., Davydovich D., Panichkin A., Lempert D., Shatrov Ya. Method of providing thermal loading of the separated parts of launch vehicle during the atmospheric phase of the descent trajectory // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 157. P. 1–8.
2. Trushlyakov V., Panichkin A. Methodology for the design of combustible structures of separating launch vehicle parts // *J. Spacecraft and Rockets*. 2021. Vol. 58, No. 4. P. 1–7.
3. Архипов В.А., Глазунов А.А., Золоторёв Н.Н., Козлов Е.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Трушляков В.П. Анализ возможности сжигания элементов головного обтекателя ракеты-носителя // *Физика горения и взрыва*. 2023. Т. 59, вып. 5. С. 22–32.
4. ОСТ 92-5156-90. Конструкции трехслойные с обшивками из полимерных композиционных материалов клееные. Типовой технологический процесс изготовления: утв. и введен в действие Приказом ГТУ Министерства от 02 янв. 1991 г. № 2: введ. впервые : дата введ. 1991-07-01. М.: Изд-во стандартов, 1991. 37 с.
5. Трушляков В.И., Лемперт Д.Б., Михайловский К.В. Применение смесевых твердых ракетных топлив в конструкции головного обтекателя ракеты-носителя для его сжигания после выполнения миссии // XV Всеросс. симп. по горению и взрыву. (Москва, 29 ноября 4 декабря 2020 г.) Черноголовка: Изд. ИПХФ РАН, 2020. С. 130–131.
6. Заяв. Пат. Российская Федерация, МПК В64G 1/62, В64G 1/64. Способ минимизации зоны отчуждения отделяющейся части ступени ракеты-носителя и устройство для реализации / В.И. Трушляков, Ю.В. Сурикова, Д.Ю. Давыдович; заявитель и патентообладатель ОмГТУ; № 2023123905: заявл. от 15.09.2023.

7. **Li A., Zhang J.J., Zhang F.Z. et al.** Effects of fiber and matrix properties on the compression strength of carbon fiber reinforced polymer composites // *New Carbon Materials*. 2020. Vol. 35, No. 6. P. 752–761.
8. **Zhou F., Zhang J., Song S. et al.** Effect of temperature on material properties of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) tendons: Experiments and model assessment // *Materials*. 2019. Vol. 12, No. 7. P. 1025.
9. **Trushlyakov V.I., Zharikov K., Davydovich D.** Combustion possibility assessment for separating launch-vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 540–546.
10. **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.
11. **Трушляков В.И., Жариков К.А., 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.
12. **Mosquera M.E., Jamond M., Martinez-Alonso A., Tascon J.M.** Thermal transformations of Kevlar aramid fibers during pyrolysis: infrared and thermal analysis studies // *Chemistry of materials*. 1994. Vol. 6, No. 11. P. 1918–1924.
13. **Trushlyakov V., Zharikov K., Davydovich D.** Combustion possibility assessment for separating launch-vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 159. P. 540–546.

*Статья поступила в редакцию 30 мая 2024 г.,
принята к публикации 8 ноября 2024 г.*