

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ СЖИГАНИЯ СБРАСЫВАЕМЫХ ЧАСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© В. И. Трушляков¹, К. И. Жариков^{1*}, Д. Б. Лемперт², Л. С. Яновский³

¹ Омский государственный технический университет,
644050, г. Омск, пр. Мира, д. 11

² Институт проблем химической физики РАН,
142432, Московская обл., г. Черноголовка, пр. Академика Семенова, д. 1

³ Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова,
111116, г. Москва, ул. Авиамоторная, д. 2

* E-mail: kozharikov@yandex.ru

Поступила в Редакцию 2 декабря 2019 г.

После доработки 3 августа 2020 г.

Принята к публикации 6 октября 2020 г.

Предложен способ повышения тактико-технических и экологических характеристик летательных аппаратов за счет сжигания отделяющихся от летательного аппарата элементов конструкций. Предложенный метод рассмотрен на примере сжигания створок головного обтекателя при их вхождении в плотные слои атмосферы. Для создания сжигаемых отделяющихся конструкций предложено использовать полимерный композиционный материал, например, полиэтилен или полистирол с самогорящим энергетическим компонентом, например, с октогеном. Термодинамический анализ адиабатического превращения пары октоген + полимерный композиционный материал показал, что в случае массового соотношения октоген:полимерный материал, равного 3:2, использование полиэтилена может обеспечить адиабатическую температуру выше 1000 К при движении объекта в безвоздушной среде, а использование полистирола — выше 1400 К. При вхождении отделяющегося элемента конструкции в плотные слои атмосферы уже прогретые продукты термпревращения среднего слоя створок головного обтекателя инициируют возгорание и дальнейшее сгорание в кислороде воздуха остальных (внешних и внутренних слоев) горючих конструкционных материалов.

Ключевые слова: полимерные материалы; горение; октоген; головной обтекатель; термодинамический анализ

DOI: 10.31857/S0044461821010138

Запуск летательных аппаратов воздушно-космического назначения, в частности, ракет-носителей и авиационных ракет связан с последующим отделением некоторых элементов конструкции и их падением на Землю. Для снижения рисков выделяют районы падения отделяющихся в полете элементов конструкции, после падения определяют их точное местонахождение и обеспечивают их вывоз с последующей утилизацией и т. д. [1]. Все это ведет к большим финансовым затратам.

Кардинальным решением этой проблемы могло бы стать сжигание падающих на Землю отделившихся конструкций в плотных слоях атмосферы, что обычно и происходит, когда отделившийся от летательного

аппарата объект падает с большой высоты и в процессе падения сильно разогревается (до 1400–2100 К). Но объекты, отделяющиеся от летательного аппарата на небольших высотах, например, после отделения первой ступени в процессе падения на Землю разогреваются до меньших температур (400–600 К), что недостаточно для воспламенения в воздухе при прохождении плотных слоев атмосферы [2].

Для инициализации возгорания рассматривалась возможность использования термитных смесей ($\text{Fe}_2\text{O}_3 + \text{Mg}$ и др.), теплота сгорания которых в среде, не содержащей кислорода, составляет 4–6 МДж·кг⁻¹ [2], в качестве химического инициатора для предварительного прогрева отделяемого

головного обтекателя еще до вхождения в плотные слои атмосферы.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования [2, 3] по оценке возможности сжигания оболочки головного обтекателя ракеты, выполненного из современных полимерных композиционных материалов (угле-, боро-, органопластик) и сплавов (АМг6, Д16АТ и т. д.), не увенчались успехом по нескольким причинам: размещение на поверхности оболочки головного обтекателя значительного количества термитной смеси для прогрева всего обтекателя до температуры, когда его материал сможет загореться в кислороде воздуха; повышенное массовое содержание (до 90%) твердой фазы в продуктах сгорания термитной смеси (в случае термитной смеси $Fe_2O_3 + Mg$ продуктами сгорания становятся $Fe + MgO$) [4]; прогрев оболочки головного обтекателя как минимум до температуры плавления алюминия (933 К), входящего в большой массовой доле в материал конструкции обтекателя.

Цель исследования — определить возможность создания отделяемых головных обтекателей, в материале конструкции которых присутствуют полимерные материалы и самогорящие (т. е. способные гореть без участия внешнего кислорода) энергетические компоненты.

Методическая часть

Используемые в настоящее время головные обтекатели ракет представляют собой трехслойную конструкцию из полимерных композиционных материалов в виде двухстворчатой оболочки различной кривизны. Внешний и внутренний слои оболочки изготовлены из термостойкого полимерного композиционного материала (к примеру, углепластик КМУ-4л), средний слой оболочки представляет собой сотовый наполнитель из алюминиевого сплава (например, АМг6 или Д16АТ). Как ранее было показано [3], сжигание и последующее разрушение элементов конструкции из данных материалов затруднительно. Для разработки сжигаемой отделяющейся конструкции головного обтекателя нами принята за основу трехслойная оболочка: для внешнего и внутреннего слоев рассматриваются прочные углеводородные полимерные материалы, а для среднего слоя — смесь энергетического компонента и полимерного материала (далее заряд-наполнитель).

Исследуемые материалы для создания сжигаемой отделяющейся конструкции головного обтекателя и, в частности, среднего слоя оболочки отличаются от традиционных тем, что алюминиевый сплав в сотовом наполнителе заменен на углеводородные

полимерные материалы и дополнительно в наполнитель вводят самогорящий энергетический компонент, например октоген.

Основные требования, предъявляемые к разрабатываемому материалу заряда-наполнителя:

— обеспечение прочности, близкой к прочности традиционного материала (алюминиевый сплав) сотового наполнителя головного обтекателя;

— возможность воспламенения заряда-наполнителя и его горения (без участия внешнего кислорода) с выделением необходимого количества теплоты для прогрева полимерного материала до 700 К.

Для определения количества заряда-наполнителя, необходимого для обеспечения высокой полноты сгорания отделяющейся конструкции головного обтекателя, были проведены термохимические расчеты процессов горения в указанном двухстадийном процессе:

— на первой стадии горение заряда-наполнителя без воздуха;

— на второй стадии горение уже разогретой оставшейся сжигаемой части конструкции (внешние и внутренние слои оболочки).

В качестве энергетического материала могут выступать самогорящие компоненты различных энергоемких композиций (взрывчатые композиции твердых ракетных топлив и пр.). В частности, в качестве одного из примеров таких энергоемких соединений можно рассматривать самогорящее взрывчатое вещество, массовое производство которого давно освоено, — октоген (циклотетраметилентетранитрамин $C_4H_8N_8O_8$) [5].

Для оценки термохимических параметров адиабатического термopреобразования и последующего выбора полимерного материала заряда-наполнителя рассмотрены кристаллические полимеры с высокомолекулярной структурой, такие как полиэтилен, полистирол и полиметилметакрилат. Это доступные полимеры с высокой прочностью. В качестве компонентов заряда-наполнителя, находящегося между внешним и внутренним слоями оболочки, рассматривали полиэтилен и полистирол как материалы с более высокой теплотой сгорания, а как материал внешнего и внутреннего слоев оболочки — полиметилметакрилат.

Исследование энергетических свойств композиций проводили с помощью стандартной пользовательской программы расчета высокотемпературных равновесий ТЕРРА [6]. Расчет проводили при условии адиабатического процесса, давлении 0.1 МПа и при начальной температуре 293 К для двух типов заряда-наполнителя: октоген + полиэтилен и октоген + полистирол — при варьировании массового соотношения энергетический компонент: полимерный материал от 4:1 до 3:7.

Величину температуры T_{ad} , до которой прогреется вся система при адиабатическом превращении, и массовую долю конденсированных продуктов термопревращения Z рассчитывали с помощью программы ТЕРРА.

Величины T_{ad} , вычисленные для систем энергетический компонент + полимерный материал, не содержащих внешний кислород, количественно характеризуют способность заряда-заполнителя служить инициатором воспламенения внешнего и внутреннего слоев оболочки, изготовленных из полиметилметакрилата, при движении в плотных слоях атмосферы.

На следующем этапе с помощью программы ТЕРРА рассчитывали термохимические параметры процесса горения продуктов термопревращения системы энергетический компонент + полимерный материал и полимерного материала внешнего и внутреннего слоев оболочки — полиметилметакрилата. Соотношение общей массы внешнего и внутреннего слоев оболочки и массы заряда-заполнителя (октоген + полистирол) установлено, как и в существующих конструкциях, 2:1. При расчетах на этом этапе учитывали и количество кислорода, необходимого для окисления всех компонентов до углекислого газа и воды. Это количество рассчитывается исходя из элементного состава и содержания всех исходных компонентов.

Обсуждение результатов

Исследованы бинарные системы полимерных материалов и энергетического компонента сжига-

емого заряда-заполнителя: полиэтилен + октоген и полистирол + октоген — при различных массовых соотношениях. По результатам термодинамического анализа (табл. 1) проведена оценка адиабатической температуры T_{ad} и массового содержания твердофазных продуктов Z адиабатического термопревращения композита в отсутствие кислорода.

Применение полистирола в качестве компонента заряда-заполнителя приводит к более высоким величинам T_{ad} , чем применение полиэтилена (табл. 1). Повышение T_{ad} должно облегчить воспламенение в кислороде воздуха материалов створок головного обтекателя. При равных содержаниях октогена смеси полиэтилен + октоген характеризуются величинами T_{ad} и Z ниже, чем смеси полистирол + октоген. Причиной снижения T_{ad} при замене полиэтилена на полистирол является более низкая энтальпия образования полиэтилена, причиной снижения Z — увеличение массовой доли водорода в составе полиэтилена по сравнению с полистиролом.

Рассмотрены величины разогрева материала конструкции головного обтекателя при адиабатическом превращении как в безвоздушном пространстве при движении в верхних слоях атмосферы, так и с участием атмосферного кислорода при движении в плотных слоях траектории спуска. В качестве заряда-заполнителя сжигаемой конструкции обтекателя рассматривалась смесь полистирола с октогеном в различных массовых соотношениях. Как было показано выше, в отсутствие кислорода при адиабатическом превраще-

Таблица 1

Адиабатическая температура и массовое содержание твердой фазы в продуктах термопревращения бинарных систем полиэтилен + октоген, полистирол + октоген без участия кислорода при различных массовых соотношениях компонентов

Содержание, мас%		Адиабатическая температура продуктов термопревращения T_{ad} , К	Массовое содержание твердой фазы в продуктах термопревращения Z , мас%
Полиэтилен	Октоген		
20	80	1500	4.11
30	70	1192	14.44
40	60	1045	25.8
50	50	970	36.6
60	40	906	45.2
70	30	842	49.8
Полистирол	Октоген		
20	80	1850	5.3
30	70	1623	16.2
40	60	1420	27
50	50	1250	38
60	40	1120	49
70	30	1040	59.7

Таблица 2

Влияние отношения энергоемкого компонента к полистиролу в составе внутреннего наполнителя на адиабатическую температуру при горении материалов сжигаемого обтекателя в плотных слоях атмосферы

Состав сжигаемого обтекателя, %			Количество воздуха, требуемое для сжигания 1 кг заряда-заполнителя, внешнего и внутреннего слоев оболочки до воды и CO ₂ , кг	Адиабатическая температура T_{ad} , К
полистирол (в заряде-заполнителе)	октоген (в заряде-заполнителе)	полиметилметакрилат (во внешнем и внутреннем слоях оболочки)		
6.8	27.2	66	10.60	2126
10.2	23.8	66	10.11	2130
13.6	20.4	66	9.62	2135
17	17	66	9.14	2140
20.4	13.6	66	8.65	2144
23.8	10.2	66	8.16	2150

нии смеси полиэтилена с октогеном достигается температура ниже, чем при адиабатическом превращении смеси полистирола с октогеном. При расчете параметров процесса термопревращения заряда-заполнителя и полиметилметакрилата в плотных слоях атмосферы необходимое количество кислорода принимали, исходя из условия полного сгорания всех материалов.

В присутствии кислорода горение состава полистирол + октоген + полиметилметакрилат позволяет достичь величин адиабатической температуры 2000–2100 К. Следует отметить, что расчетные величины T_{ad} практически не изменяются при существенном изменении соотношения октоген:полистирол (табл. 2), поскольку при горении в кислороде воздуха всех конструкционных материалов обтекателя величина общего тепловыделения есть сумма парциальных теплот сгорания всех компонентов. Теплота сгорания октогена существенно ниже, чем теплота сгорания полистирола, поэтому по мере повышения соотношения октоген:полистирол T_{ad} понижается, но так как массовая доля смеси октоген + полистирол во всей массе заряда-заполнителя составляет лишь 34%, то и понижение T_{ad} в результате повышения соотношения октоген:полистирол от 10.2:23.8 до 27.2:6.8 невелико (24 К). Поэтому при выборе оптимального соотношения октоген:полистирол следует ориентироваться на такое соотношение (примерно 3:2), при котором бинарная композиция октоген + полистирол характеризуется величиной $T_{ad} = 1400–1500$ К (табл. 1) при адиабатическом превращении в отсутствие кислорода.

Таким образом, роль высокоэнергетического компонента, который входит в рецептуру заряда-заполнителя, заключается в том, чтобы на участке траектории спуска в верхних разреженных слоях атмосферы обеспечить достижение величины адиабатической температуры до 1400–1500 К, тем самым способствуя

возгоранию и сгоранию внешнего и внутреннего слоев при вхождении в плотные слои атмосферы.

Предложенный в настоящей работе принцип создания сжигаемых отделяющихся конструкций близок к принципу создания топлив для прямоточных воздушно-реактивных двигателей [7], где введение высокоэнтальпийных диспергаторов необходимо для повышения до определенной величины адиабатической температуры на первой стадии процесса термопревращения углеводородного топлива в отсутствие воздуха в газогенераторе, иначе не будет ни газификации топлива, ни его диспергирования в камеру дожигания, следовательно, горение не начнется.

Выводы

Полученные термохимические расчетные данные параметров процесса горения материала конструкции сжигаемого обтекателя летательного аппарата подтверждают возможность практической реализации повышения тактико-технических и экологических характеристик летательных аппаратов за счет введения в конструкцию обтекателя энергетических соединений, способных к экзотермическому превращению в безвоздушном пространстве.

Создание сжигаемой трехслойной конструкции предусматривает использование заряда-заполнителя, состоящего из высокоэнергетического компонента, например, октогена, способного к экзотермическому превращению в отсутствие кислорода воздуха, и кристаллического полимера с высокомолекулярной структурой, например, полистирола, находящегося между внешней и внутренней слоями обшивки.

В конструкциях обтекателей, изготовленных из таких материалов, после инициирования сначала протекает экзотермический процесс термического пре-

вращения смеси октогена с полистиролом, при этом происходит предварительный прогрев всего материала конструкции обтекателя. Затем при вхождении обтекателя в плотные слои атмосферы начинается намного более экзотермический процесс горения в кислороде воздуха всего головного обтекателя, что должно привести к его полному сгоранию.

При содержании октогена в количестве примерно 60% в составе заряда-заполнителя, состоящего из октогена и полистирола, адиабатическая температура продуктов термопревращения материалов заряда-заполнителя достигает 1400 К при движении в безвоздушном пространстве.

При вхождении сжигаемой конструкции в плотные слои атмосферы продукты термопревращения материала заряда-заполнителя, разогретые до 1400 К, продолжают окисление в кислороде воздуха, дополнительно инициируя возгорание полимерного материала внешней и внутренней слоев обшивки конструкции обтекателя. Температура горения всей системы может достигнуть 2100 К.

Использование полиэтилена как конструкционного материала в заряде-заполнителе вместо полистирола приводит к тому, что на стадии прохождения верхних слоев атмосферы достигаются существенно более низкие температуры (1000–1050 К), существенно снижающие способность внешнего и внутреннего слоев обшивок конструкции обтекателя к возгоранию в воздухе.

Финансирование работы

Исследования проводились при поддержке гранта Российского научного фонда на реализацию проекта «Разработка научно-технических основ сжигания отделяющихся элементов конструкций ракет космического назначения с целью снижения площадей районов их падения», Соглашение № 16-19-10091-П, а также при поддержке ресурсами Института проблем химической физики РАН (тема 0089-2019-005, № гос. регистрации АААА-А19-119101690058-9).

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов, требующего раскрытия в данной статье.

Информация об авторах

Трушляков Валерий Иванович, д.т.н., проф.,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8444-6880>

Жариков Константин Игоревич, к.т.н.,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-4966-1788>

Лемперт Давид Борисович, к.х.н.,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0219-1571>

Яновский Леонид Самойлович, д.т.н., проф.,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-2603-6795>

Список литературы

- [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., Тупаев В. В. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей космического назначения. СПб: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2016. С. 44–59.
- [2] Lempert D., Trushlyakov V., Zarko V. Estimating the mass of a pyrotechnic mixture for burning the launch vehicle nose fairing // *Combust., Explos. Shock Waves*. 2015. V. 51. P. 619–622.
<https://doi.org/10.1134/S0010508215050147>
- [3] Monogarov K., Trushlyakov V., Zharikov K., Dron M., Jordan Yu., Davydovich D., Melnikov I., Pivkina A. Utilization of thermite energy for re-entry disruption of detachable rocket elements made of composite polymeric material // *Acta Astronaut.* 2018. V. 150. P. 49–55.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.11.028>
- [4] Rogachev A. S., Mukasyan A. S. Combustion of heterogeneous nanostructural systems (Review) // *Combust., Explos. Shock Waves*. 2010. V. 46. N 3. P. 243–266. <https://doi.org/10.1007/s10573-010-0036-2>
- [5] Sinditskii V. On the combustion mechanism of HMX // *Combust., Explos. Shock Waves*. 2011. V. 47. N 5. P. 548–552.
<https://doi.org/10.1134/S001050821105008X>
- [6] Трусов Б. Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // *Горение и плазмохимия: Материалы III Междунар. симп. Алматы: Изд-во Казах. нац. ун-та, 2005. С. 52–57.*
- [7] Яновский Л. С., Лемперт Д. Б., Разносчиков В. В., Аверьков И. С. Оценка эффективности твердых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей // *ЖПХ*. 2019. Т. 92. № 3. С. 71–91.
<https://doi.org/10.1134/S0044461819030071>
[Yanovskii L. S., Lempert D. B., Raznoschikov V. V., Aver'kov I. S. Evaluation of effectiveness of solid fuels based on high enthalpy dispersants for rocket ramjet engines // *Russ. J. Appl. Chem.* 2019. V. 92. N 3. P. 367–388. <https://doi.org/10.1134/S1070427219030078>].