

СРОЧНОЕ СООБЩЕНИЕ

УДК 629.7/662

ОЦЕНКА МАССЫ ПИРОТЕХНИЧЕСКОЙ СМЕСИ ДЛЯ СЖИГАНИЯ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Д. Б. Лемперт¹, В. И. Трушляков², В. Е. Зарко^{3,4}¹Институт проблем химической физики РАН, 142432 Черноголовка, lempert@icp.ac.ru²Омский государственный технический университет, 644050 Омск³Институт химической кинетики и горения им. В. В. Воеводского СО РАН, 630090 Новосибирск⁴Томский государственный университет, 634050 Томск

Предложено проводить сжигание створок головного обтекателя ракеты космического назначения после выполнения ими своей миссии на участке траектории спуска от момента отделения до достижения высоты 5 ÷ 10 км. Сжигание осуществляется в атмосфере Земли при дополнительном подогреве материала створок за счет реагирования пиротехнических смесей. Обсуждены различные варианты пиротехнических смесей для использования в составе конструкции головного обтекателя.

Ключевые слова: сжигание, головной обтекатель, ракета космического назначения, пиротехническая смесь.

DOI 10.15372/FGV20150514

При запуске ракет космического назначения для выведения полезных нагрузок на активном участке траектории полета от ракет отделяются выполнившие свои функции части: отработанные ступени, головные обтекатели (ГО), межбаковые и хвостовые отсеки. Падение отделяющихся частей в выделенные районы поверхности Земли служит источником экономических, экологических и социальных проблем, возникающих при реализации ракетно-космической деятельности. Стоимость послепусковых мероприятий, связанных с выводом из хозяйственного оборота указанных территорий, рекультивацией земель, поиском и утилизацией отделяющихся частей ракет достигает 15 ÷ 40 % от стоимости пуска [1]. Реализация падения в выделенные районы требует раз-

работки индивидуальных программ выведения при каждом пуске ракет, что приводит к потере массы полезной нагрузки. На практике сброс ГО происходит при таких параметрах движения ракет, что нагрев падающих створок ГО в атмосфере Земли достигает лишь 300 ÷ 500 °С, и это не обеспечивает их сгорания.

Проблема уменьшения площади районов падения отделяющихся частей космических ракет актуальна также в США, ЕС и Японии [2, 3], однако, поскольку районы падения находятся в акваториях Мирового океана, стоимость их эксплуатации существенно меньше. В [4] рассматривалась задача разрушения топливных баков отработанных ступеней европейских ракет, изготовленных из титана, с помощью дополнительного их разогрева термитным составом до температуры начала горения (1200 °С).

В данном сообщении обсуждается предложение о создании новой технологии полного сжигания элементов ГО путем повышения их начальной температуры на несколько сотен градусов. Для осуществления нагрева ГО пред-

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки РФ по соглашению № 14.577.21.0157 от 28.11.2014 (универсальный идентификатор RFMEFI57714X0157), а также Научного фонда им. Д. И. Менделеева Томского государственного университета в 2015 г. (проект № 8.2.46.2015).

© Лемперт Д. Б., Трушляков В. И., Зарко В. Е., 2015.

Таблица 1

Зависимость нагрева ГО от состава пиротехнической смеси магния с оксидами металлов
и ее доли от массы ГО

Номер ПС	Массовое соотношение компонентов ПС	Q , МДж/кг	$m_{ПС}/m_{ГО}$, %	ΔT , К
1	33.8 % Mg + 66.2 % MnO	2.43	5.0	117
			7.2	161
			20	391
2	48 % Mg + 52 % V ₂ O ₃	2.84	5.0	134
			7.2	185
			10	251
3	47.4 % Mg + 52.6 % Cr ₂ O ₃	3.19	5.0	151
			7.2	210
			10	282
4	41.9 % Mg + 58.1 % Mn ₃ O ₄	3.30	5.0	158
			7.2	218
			20	546
5	37.5 % Mg + 62.5 % MoO ₂	3.67	5.0	203
			12.5	404
			20	588
6	32 % Mg + 68 % CoO	3.81	4.2	157
			7.2	258
			10	346
7	45.1 % Mg + 54.9 % Fe ₂ O ₃	4.42	3.3	145
			7.2	288
			10	391
8	55.2 % Mg + 44.8 % MnO ₂	5.27	5.0	251
			7.2	343
			10	458

лагается вносить в конструкцию его оболочки пиротехническую смесь (ПС), которая воспламеняется в заданный момент времени и нагревает материал ГО до температуры его устойчивого горения.

Будем полагать, что температура отделившихся элементов ГО составляет 300 °С. Для инициирования горения материалов этих элементов, например алюминиево-магниевый сплав АМг, необходимо их дополнительно нагреть на $\approx 300 \div 500$ °С. Достигается это за счет сжигания слоя ПС, нанесенного на элементы ГО.

Рассмотрим несколько рецептов ПС

(табл. 1), включающих в себя:

а) смеси порошков активных металлов (Mg, Al) с оксидами менее активных металлов (Fe₂O₃, CoO, MnO₂, V₂O₃ и др.),

б) смеси порошков двух металлов или металла с углеродом, способные гореть с выделением большого количества тепла без образования газообразных продуктов реакции.

В первом приближении принимаем, что сгорание собственно ПС происходит мгновенно и все выделенное тепло распределяется между материалом ГО и конденсированными продуктами сгорания ПС. Соответственно, теплотери в окружающую среду не учитываются.

Таблица 2

Зависимость нагрева ГО от состава пиротехнической смеси алюминия с оксидами металлов
и ее доли от массы ГО

Номер ПС	Массовое соотношение компонентов ПС	Q , МДж/кг	$m_{\text{ПС}}/m_{\text{ГО}}$, %	ΔT , К
1	25.5 % Al + 74.6 % MnO	1.94	5	102
			10	192
			12.5	234
2	36.0 % Al + 64.0 % V ₂ O ₃	2.24	5	116
			10	219
			20	392
3	35.5 % Al + 64.5 % Cr ₂ O ₃	2.62	5	135
			10	257
			12.5	308
4	31.6 % Al + 68.4 % Mn ₃ O ₄	2.80	5	102
			10	192
			20	347
5	28.3 % Al + 71.7 % MoO ₂	3.23	5	167
			10	314
			20	560
6	24.1 % Al + 75.9 % CoO	3.43	5	177
			10	330
			12.5	400
7	33.8 % Al + 67.2 Fe ₂ O ₃	3.98	5	202
			10	374
			20	481
8	41.6 % Al + 58.4 % MnO ₂	4.86	5	244
			10	447
			12.5	536

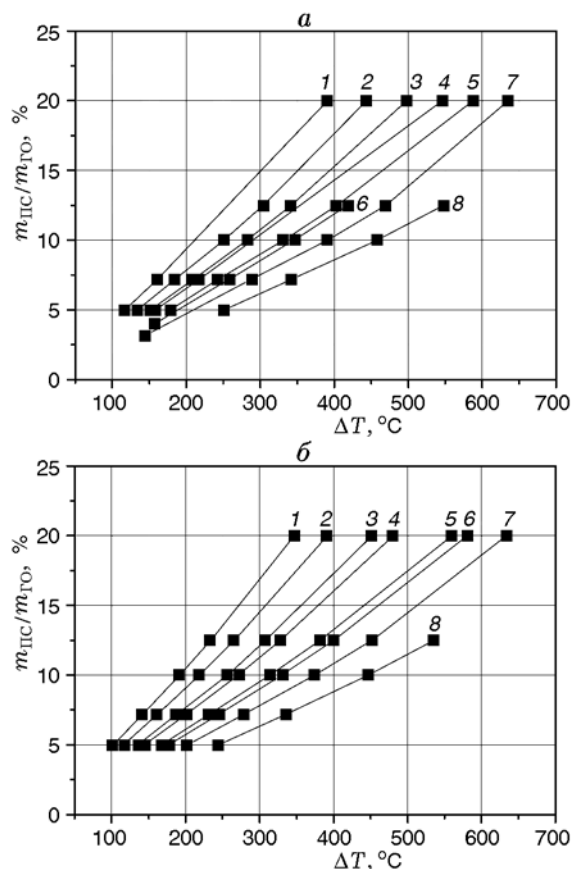
Достижение высоких скоростей горения продемонстрировано в работах по горению термитных составов, содержащих наноразмерные компоненты [5].

Количество ПС, требуемое для нагрева единицы массы ГО на заданную величину ΔT , можно приближенно оценить по уравнению теплового баланса

$$m_{\text{ПС}}Q = \Delta T c_1 m_{\text{ГО}} + \Delta T c_2 m_{\text{ПС}},$$

где Q — тепловыделение при горении собственно ПС, $m_{\text{ПС}}$ — масса ПС, $m_{\text{ГО}}$ — масса ГО, c_1 и c_2 — теплоемкости материала ГО и продуктов сгорания ПС.

Более точную оценку, в которой учитывается зависимость теплоемкости от температуры, можно сделать с помощью программы термодимических равновесий TERRA [6], если задать состав ПС (массовое содержание компонентов и их энтальпии образования) и его массу, а также массу материала, из которого изготовлены ГО. В расчете принято, что ГО изготовлены из алюминия, который в программе TERRA играет роль инертного материала. Эта опция задается специальным приемом, предусмотренным в программе. Результаты расчета прироста температуры всей системы представлены в табл. 1, 2 и на рисунке. Видно, что



Относительное количество пиротехнических смесей магния (а) и алюминия (б) с различными оксидами стехиометрического состава, необходимое для обеспечения заданного прироста температуры алюминиевого ГО:

1 — MnO , 2 — V_2O_3 , 3 — Cr_2O_3 , 4 — Mn_3O_4 , 5 — MoO_2 , 6 — CoO , 7 — Fe_2O_3 , 8 — MnO_2

эффективность нагрева ГО смесями магния с оксидами металлов в среднем на $5 \div 12 \%$ выше, чем нагрев смесями алюминия с теми же оксидами.

Проведены единичные расчеты для пиротехнических смесей двух металлов. Такие смеси оказались существенно менее эффективными источниками тепла. Например, для повышения температуры на 180°C требуется смеси типа $\text{Al} + \text{Ti}$ ($63 : 37$) около 19% , т. е. практически в $2 \div 4$ раза больше, чем смесей алюминия с оксидами металлов. Однако при использовании смеси $\text{Ti} + \text{C}$ ($48 : 12$) эффективность нагрева оказалась в середине ряда рассмотренных смесей металлов с оксидами, а именно: для нагрева на 306°C требуется 11% смеси. Особенность реагирования таких составов заключается в том, что выделение газов отсутствует

даже при высокой температуре.

Следует отметить, что установка ПС на элементы ГО увеличивает массу конструкции космической ракеты, что в принципе может привести к снижению массы выводимого на орбиту полезного груза. Расчет баллистической эффективности ракеты с модернизированным ГО показывает, что если масса ПС составляет $10 \div 20 \%$ от массы ГО, баллистическая эффективность снижается незначительно. Однако, как указывалось выше, при этом отпадает необходимость разработки индивидуальной программы выведения ракеты на орбиту, обеспечивающей попадание ГО в заданный район падения. По предварительным оценкам для ракет легкого класса «Союз-2.1.в» это дает возможность прироста массы полезной нагрузки на $\approx 10 \%$.

Таким образом, в данной работе

— предложено использовать ПС для обеспечения сжигания ГО на участке полета от момента отделения частей от ракеты до достижения высоты $5 \div 10$ км. Сформулирован метод оценки требуемой массы ПС;

— рассмотрены различные составы ПС для осуществления поставленной цели. Рассчитана величина разогрева алюминиевых створок ГО в зависимости от типа ПС и ее доли от массы ГО;

— показано, что в отсутствие теплопотерь во внешнюю среду смеси порошков металлов (Al , Mg) с оксидами металлов (Fe_2O_3 , CoO , MnO_2 , Cr_2O_3 и др.) и смесь $\text{Ti} + \text{C}$ обеспечивают разогрев ГО на $200 \div 450^\circ$ ($10 \div 20 \%$ ПС от массы ГО).

Реальное использование ПС для сжигания ГО требует решения ряда задач, включая оптимизацию процесса инициирования ПС, разработку технологии нанесения ПС на конструкцию ГО, исследование кинетики горения ПС и др. Это составляет предмет будущих исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шатров Я. Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности. Часть 2: Экологические производственные аспекты. Экологический мониторинг. Методические подходы, методики результаты оценок экологической безопасности средств выведения. — Королев: ЦНИИмаш, 2010. — С. 206–210.
2. Patera R. P. et al. Controlled deorbit of the «Delta-4» upper stage for the DMSP-17 mission // Space Safety in a Global World: Proc. of the

- 2nd IAASS Conference, Chicago, USA, 14–16 May, 2007. — (ESA SP-645, July 2007).
3. **Takase K. et al.** Demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-IIВ launch vehicle // Mitsubishi Heavy Ind. Tech. Rev. — 2011. — V. 48, N 4.
 4. **Моногаров К. А., Пивкина А. Н., Муравьев Н. В. и др.** Разрушение деталей спутников, отработавших на околоземной орбите // Горение и взрыв. Вып. 7 / под общ. ред. С. М. Фролова. — М.: Торус пресс, 2014. — С. 327–330.
 5. **Рогачев А. С., Мукасьян А. С.** Горение гетерогенных наноструктурных систем (обзор) // Физика горения и взрыва. — 2010. — Т. 46, № 3. — С. 3–30.
 6. **Trusov V. G.** Program system TERRA for simulation phase and thermal chemical equilibrium // Proc. XIV Intern. Symp. on Chemical Thermodynamics. — St.-Petersburg, 2002. — P. 483–484.

*Поступила в редакцию 10/II 2015 г.,
в окончательном варианте — 6/IV 2015 г.*
