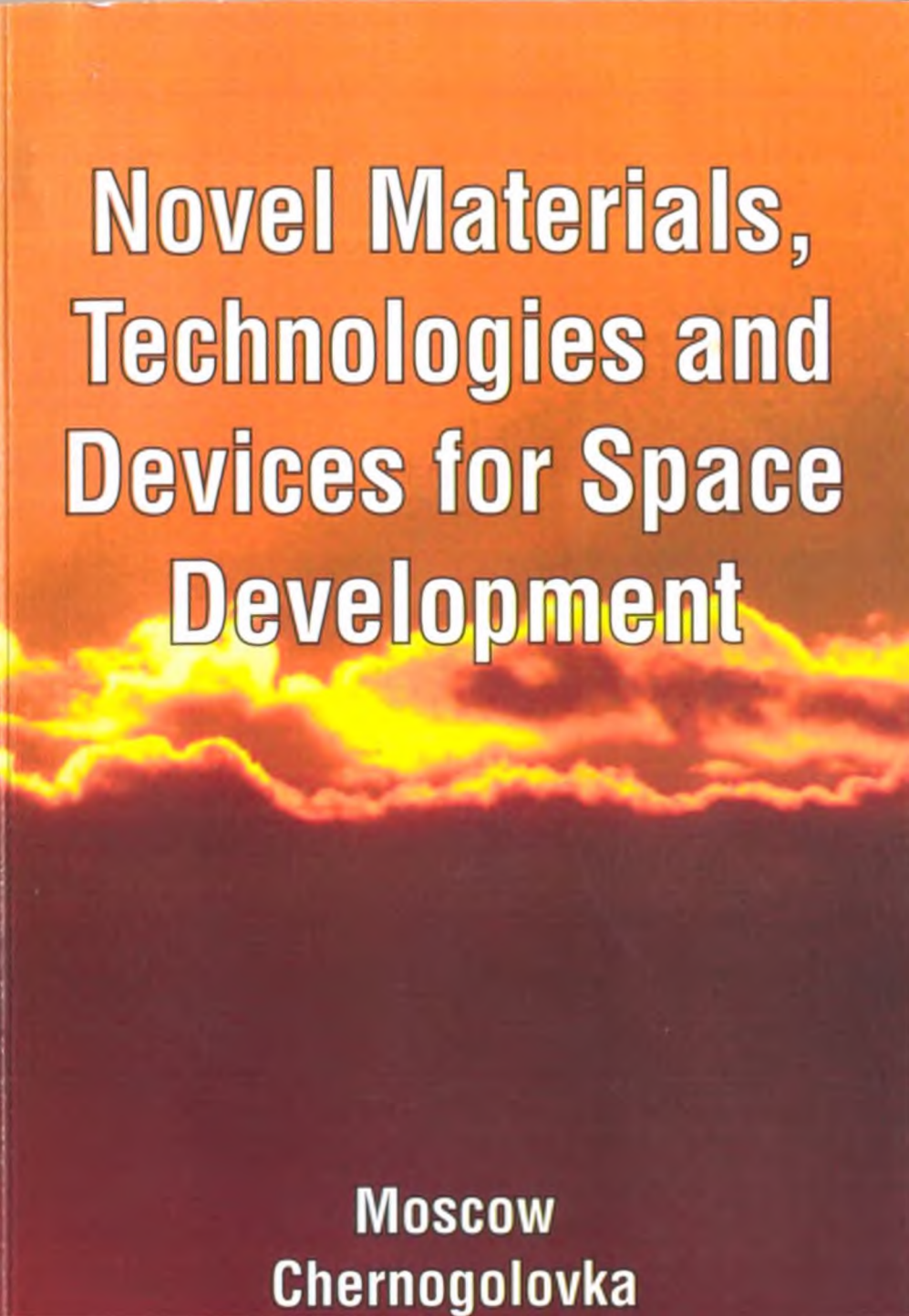




Novel Materials, Technologies and Devices for Space Development

**Moscow
Chernogolovka**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО НАУЧНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ РОССИИ
РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК (РАН)
РОССИЙСКИЙ ФОНД ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
ИНСТИТУТ ХИМИЧЕСКОЙ ФИЗИКИ РАН
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН
ФЕДЕРАЛЬНЫЙ ЦЕНТР ДВОЙНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ «Искра»
ЦНИИ СПЕЦИАЛЬНОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ
КРЫМСКАЯ АСТРОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ
РОССИЙСКАЯ СЕКЦИЯ МЕЖДУНАРОДНОГО ИНСТИТУТА ГОРЕНИЯ

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ, ТЕХНОЛОГИИ И ПРИБОРЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Под общей редакцией:
Ассовского И.Г., Берлина А.А.

Москва
2015

ББК 39.62
УДК 9.76
Н76

Новые материалы, технологии и приборы для космической техники /
[Под ред. Ассовского И.Г., Берлина А.А.] – Москва, Черноголовка:
ИХФ РАН, 2015, 160 с.

Сборник кратких статей посвящен современным и перспективным материалам, технологиям и приборам, применяемым для изучения и освоения космического пространства. Содержание сборника отражает современное состояние фундаментальных и прикладных научных исследований, связанных с разработкой, производством, тестированием и применением современных композиционных материалов (конструкционных, энергоемких, защитных и др.), современных технологий и приборов, разрабатываемых для космической техники и освоении космического пространства. Авторами статей являются международные эксперты, представляющие ведущие научные, конструкторские и производственные организации России, стран СНГ, Индии и Китая.

Для научных и инженерно-технических работников, преподавателей, аспирантов и студентов технических ВУЗов.

Сборник издан при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ).

Научное издание

УДК 9.76
ББК 39.62

ISBN 978-5-91845-058-1

© Институт химической физики РАН, 2015

Arkhipov V.A., Zharova I.K., Kozlov Ye.A., Kuznetsov V.T. and Trofimov V.F.

National Research Tomsk State University,
Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics,
Tomsk, Russia
Building 27, 36, Lenin's avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: zharova@niipmm.tsu.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В КОСМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ
НА ТРЕХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ

Архипов В.А., Жарова И.К., Козлов Е.А., Кузнецов В.Т., Трофимов В.Ф.

Национальный исследовательский Томский государственный университет,
Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики,
Томск, Россия
634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, стр. 27

The results of experimental study of working processes in a model three-component rocket engine are presented. Analysis of the applicability unit engine for deorbiting the spent rocket stages has been performed.

После отключения маршевого двигателя верхней степени ракеты-носителя для управления маневром отработанной и отделенной ступени с целью увода ее на орбиту захоронения или для управления спуском необходимо обеспечить работу газового ракетного двигателя (ГЭРД) на остатках компонентов топлива. Аналогичная задача возникает при решении проблем «космического мусора» из отработанных объектов и экологических проблем в районах неуправляемого падения отделенных ступеней ракет-носителей. Решение этой задачи связано с созданием двигательной установки на трехкомпонентном топливе.

В настоящей работе проводится оценка возможности создания такой двигательной установки. Результаты исследований базируются на объективных данных о наличии в объекте после отключения остатков горючего (керосин или водород), окислителя (кислород) и инертного компонента (гелий), который обеспечивает вытеснение компонентов из баков в камеру сгорания в штатном режиме работы двигателя ракеты-носителя до отсечки тяги. В качестве параметров окружающей аппарат среды задается пониженный уровень давления атмосферы ($p_a = 0.005$ МПа). Для организации процесса испарения остатков топлива и создания давления, необходимого для их вытеснения вместе с гелием в камеру сгорания, предполагается использовать продукты сгорания твердотопливного газогенератора. Таким образом, создаваемый двигатель по типу является газовым ракетным двигателем. Для наиболее полного использования тепловой энергии часть ее передается инертному гелию, который, благодаря малому молекулярному весу, обладает большими возможностями создания тяги. В качестве рабочего давления в камере сгорания выбирается $p_k = 0.1$ МПа, которое соответствует давлению в топливных баках.

При оценках эффективности работы двигателей на обедненной смеси принимается во внимание то, что увеличение массовой доли инертного гелия приводит к увеличению численного значения газовой постоянной смеси R_k , с одной стороны, и к уменьшению температуры горения T_k , с другой стороны. Для разработки рекомендаций по оптимизации обедненности смеси проведены термодинамические расчеты процессов горения двух пар компонентов, применяемых в современных ракетах, – «водород + кислород» и «керосин + кислород». Тепловые эффекты сгорания компонентов горючего в кислороде: $Q_{H_2} = 111.58 \cdot 10^6$ Дж/кг;

$$Q_{C_8H_{18}} = 48.27 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}; Q_{Al} = 35.5 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}.$$

Для повышения температуры горения при высоких значениях массовой доли гелия и, следовательно, удельного импульса в ряде расчетов учитывалось наличие частиц алюминия в количестве 10 % от массы топлива. Результаты термодинамических расчетов показали, что наличие порошка алюминия в составе горючей смеси приводит к увеличению адиабатической температуры на $\sim (10 \div 14)$ %. По результатам серии расчетов для практической реализации рекомендована смесь топливной композиции «керосин + кислород» с добавлением 20 масс. % гелия и 10 масс. % алюминия. Результаты расчетов, показали, что при введении в состав топливной смеси 20 % гелия значение удельного импульса увеличивается на 25 %. Использование в топливной смеси 10 % алюминия практически не влияет на удельный импульс, но, как показали кинетические расчеты, повышает температуру горения и уменьшает время полного сгорания топливной смеси.

Для повышения надежности работы газового ракетного двигателя на обедненной топливной смеси предлагается использовать вихревые камеры сгорания с рециркуляцией потока. При этом время пребывания продуктов сгорания в камере ГзРДкратно увеличивается и, соответственно, увеличивается полнота сгорания. Таким техническим решением является схема, предложенная в [1].

Для оценки габаритно-тяговых характеристик и теплообмена в ГзРД использовались полученные параметры газовой смеси. Расчет течения продуктов сгорания проводился в одномерном изознтропическом приближении. Для исключения отрыва потока геометрические характеристики сверхзвуковой части определены при максимальном значении среднего угла наклона сверхзвукового контура в диапазоне $\theta = (14 \div 23)^\circ$. В целях минимизации габаритов при расчетах рассматриваемой конструкции принималось $\theta \approx 23^\circ$. Предполагалось, что горение топлива в камере локализовано головным сечением камеры, оценка конвективной составляющей тепловых потерь проводилась по осредненной скорости потока.

Для моделирования рабочих процессов в космической двигательной установке (КДУ) в исследования процессов в камере трехкомпонентного ракетного двигателя разработан лабораторный стенд (схема на рис. 1). Компонентом горючего являлся распыленный через форсунку керосин, окислителем – подаваемый из баллонов под давлением воздух. В качестве высокоэнергетической добавки использовался порошок алюминия марки Alex [2], который вводился в керосин.

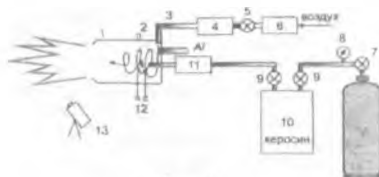


Рис. 1.

Схема экспериментального стенда для моделирования рабочих процессов в КДУ:

1 – камера смешения; 2 – датчик давления; 3 – воздуховод; 4 – блок измерения расхода воздуха; 5 – дискретный регулятор расхода; 6 – вентилятор; 7 – редуктор; 8 – манометр; 9 – игольчатый запорный клапан; 10 – емкость с горючим; 11 – блок измерения расхода горючего; 12 – воспламенитель; 13 – видеокамера (тепловизор)

Процесс горения исследовался при изменении расхода горючего (керосина) в диапазонах $(5 \div 13) \cdot 10^{-4}$ л/с при регулировании подачи горючего путем изменения величины давления вытеснения в топливной емкости от 0.4 до 0.12 МПа с шагом $\Delta p = 0.2$ МПа. Плотность керосина принималась равной $\rho_k = 0.8$ г/см³ при 20 °С. Расход воздуха регулировался изменением положения заслонки дискретно и составлял (5.3; 8.4; 11.2; 14.2) г/с. Параметры расхода горючего в зависимости от величины давления в емкости приведены в таблице. Измерения температуры в разных точках факела проводились с использованием тепловизора и персонального компьютера.

Таблица.

Расход керосина в зависимости от давления в емкости топливного бака

Давление, МПа	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2
Расход горючего, л/с	$5.8 \cdot 10^{-4}$	$6.1 \cdot 10^{-4}$	$7.3 \cdot 10^{-4}$	$10 \cdot 10^{-4}$	$13.2 \cdot 10^{-4}$
Расход горючего, г/с	$4.6 \cdot 10^{-3}$	$4.9 \cdot 10^{-3}$	$5.8 \cdot 10^{-3}$	$8.0 \cdot 10^{-3}$	$10.6 \cdot 10^{-3}$

Распределение температур в типичных экспериментах без введения алюминия приведено на рис. 2, а), с введением алюминия – на рис. 2, б) (точки измерения температуры выделены).



а)



б)

Рис. 2.

Температурное поле факела пламени лабораторной двигательной установки при горении топливной смеси без введения порошка алюминия (а) и с введенным порошком алюминия (б)

Визуализация пламени позволила выделить три зоны развития факела по его длине. На выходе из камеры смешения на длине, равной половине калибра (диаметр выходного сопла камеры смешения), формируется высокотемпературный стабильный газовый тор

из горящих компонентов. Затем на длине от одного до полутора калибров наблюдается зона понижения (ослабления яркости) температуры, что, по-видимому, связано с испарением несгоревших в зоне тора капель горючего, сопровождающимся отбором тепла. После зоны ослабления яркости расположена зона стабильного факела с высокой температурой, длина которой составляет до 5 калибров и более. Зона стабильного факела характеризуется наличием ярко выраженного ядра потока, в котором происходит догорание смеси. Варьирование входных параметров по расходам компонентов изменения структуры не вызывает и приводит к незначительным изменениям температур в зонах и размеров самих зон. Введение в горючее 10 масс. % алюминия также не влияет на структуру факела. Однако при этом температура факела повышается на ~ 15 %. В отдельных экспериментах отмечена локальная температурная неравномерность в зоне тора (точки № 11, 12, 13), которая требует дальнейшего исследования и обсуждения.

Работа выполнена в рамках Программы повышения конкурентоспособности Томского государственного университета (НИР № 8.2.46.2015).

Литература:

1. Пат. 2488712 РФ. Способ организации рабочего процесса в космической двигательной установке на газообразном топливе / В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, Б.В. Борисов, А.С. Жуков, В.Ю. Куденцов, В.И. Трушляков. – Оpubл. 27.07.2013. Бюл. № 21.

About the Book

**Novel Materials, Technologies, and Devices
for Space Development**

Assovskiy I. and Berlin A. (Editors)

The book contains more than 50 articles reflecting scientific and technical advances in materials, technologies, and devices for space development. The basis of the compendium constitute the works presented at the 7th International Conference "SPACE CHALLENGES IN 21st CENTURY", Sevastopol, 22-26 June 2015. The Conference was devoted to international cooperation in the fields of development and application of advanced materials, technologies and devices for space engineering and development; to nomination and discussion of international scientific-technical projects. The contributors are international experts representing the scientific and industrial organizations of Russia, CIS, Europe, India and China.

