

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«ФЕДЕРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР «АЛТАЙ»
ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА «МЕДИЦИНА БУДУЩЕГО»
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ ХИМИКО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ
СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
AIRBUS SAFRAN LAUNCHERS
UNIVERSITÉ LYON 1

**ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ:
ДЕМИЛИТАРИЗАЦИЯ, АНТИТЕРРОРИЗМ
И ГРАЖДАНСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ**

Тезисы XII Международной конференции «НЕМs-2016»
7–9 сентября 2016 года
(г. Томск, Россия)

Томск
Издательский Дом Томского государственного университета
2016

ГОРЕНИЕ ТВЕРДЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ ГАЗА

В.А. Архипов, И.К. Жарова, Е.А. Козлов

Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск

В ракетных двигательных установках горение твердотопливного заряда происходит в условиях интенсивного обдува потоком продуктов сгорания (твердотопливный ракетный двигатель), газообразного окислителя (гибридный ракетный двигатель) или воздуха (ракетно-прямоточный и воздушно-реактивный двигатели). Расчет основных внутрибаллистических характеристик двигательных установок базируется на закономерностях горения твердого топлива в высокоскоростном газовом потоке. Механизмы горения твердых ракетных топлив, содержащих горючее и окислитель, и горения твердых горючих материалов, содержащих только горючие компоненты, в потоке газа основаны на анализе комплекса взаимодействующих физико-химических процессов. Эти процессы (изменение фазового состояния, перенос массы и энергии продуктов сгорания, турбулентность и др.) являются сложными и зависят от многих факторов. При детальном изучении механизмов горения необходимо опираться на объективную информацию, полученную экспериментально для конкретной топливной композиции и режима течения.

В настоящей работе представлен краткий анализ подходов к моделированию и получению экспериментальных данных по горению твердых ракетных топлив в условиях обдува газообразными продуктами их горения и по горению твердых горючих материалов в высокоскоростном потоке газа, содержащем окислитель.

Работа проведена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы», соглашение № 14.578.21.0034, уникальный идентификатор ПНИ RFMEFI57814X0034.

COMBUSTION OF SOLID ROCKET PROPELLANTS IN A HIGH SPEED GAS FLOW

V.A. Arkhipov, I.K. Zharova, E.A. Kozlov

National Research Tomsk State University, Tomsk

Combustion of solid propellant takes place under conditions of intense blowout by stream of combustion products (solid rocket motors), or of oxidant gas (hybrid rocket motors) or air (rocket-ranjets and air-jet motors) in rocket engines. Calculation of the main internal ballistic characteristics of rocket engines is based on the laws of solid propellant burning rate in a high speed gas flow. Mechanisms of combustion of solid propellants containing fuel and oxidizer, and the combustion of solid

propellants containing only the combustible components in the gas flow are based on the analysis of complex mutually influencing physical and chemical processes. These processes (changes in phase state, the transfer of mass and energy of the combustion products, turbulence, et. al.) are complex and depend on many factors. It's necessary to base on objective information obtained experimentally for a particular propellant composition and flow regime, for a detailed study of the combustion mechanisms.

A short analysis of approaches to modeling and to obtainment of experimental data on combustion of solid propellants under conditions of blowout by gas stream of combustion products and on combustion of solid fuels in a high speed gas flow containing an oxidizing agent are presented in this paper.

This work was supported by Ministry of Education and Science under the Federal Program «Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020», the agreement № 14.578.21.0034, unique identifier PNI RFMEFI57814X0034.

DOI: 10.17223/9785946215596/50

ВЛИЯНИЕ СВОБОДНОГО ОБЪЕМА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ РАБОТЫ РДТТ АКТИВНО-РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.И. Коноваленко, К.Г. Перфильева

Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск

При выстреле активно-реактивного снаряда (АРС) из артиллерийского орудия он подвергается воздействию высоких перепадов давления. Для исключения действия пороховых газов на заряд твердого ракетного топлива (ТРТ) активно-реактивного снаряда предлагается схема автономного воспламенителя, изолирующая заряд ТРТ от пороховых газов метательного заряда. Для этого в сопловом блоке РДТТ устанавливается заглушка, в которой размещается пиротехнический воспламенитель инициируемый капсюлем. Срабатывание воспламенителя происходит после вылета снаряда из ствола орудия. При сбрасывании заглушки после зажигания заряда ТРТ происходит резкое уменьшение давления в камере сгорания, которое может привести к погасанию заряда. Одним из параметров, влияющих на условия погасания заряда ТРТ, является свободный объем камеры сгорания. В работе, на основе анализа уравнения сохранения энергии в камере сгорания, определяется минимальное значение ее свободного объема, обеспечивающее устойчивое горение заряда в зависимости от вида ТРТ и параметров двигателя. Приводится пример расчета зависимости минимального объема камеры сгорания от параметров РДТТ и отношения давлений при сбросе заглушки для смесового и баллиститного топлив. Проведен анализ эффективности влияния РДТТ на дальность полета АРС.

Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» соглашение №14.578.81.0034 (уникальный идентификатор RFMEFI57814X0034).