

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

ОПТИМИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

**В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.Б. Ворожцов, А.С. Жуков,
Н.Н. Золоторев, Б.В. Певченко, Л.А. Савельева**

Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск

Гибридный ракетный двигатель (ГРД) относится к классу двигательных установок на комбинированном топливе и включает заряд твердого горючего материала (ТГМ), горящего в потоке газообразного или распыленного жидкого окислителя [1]. В настоящее время ГРД в качестве силовых установок серийных летательных аппаратов практически не используются. В связи с интенсификацией космических программ в последнее десятилетие возрос объем публикаций в области исследования рабочих процессов в гибридных схемах ракетных двигателей [2–5]. Это связано с тем, что ГРД обладает рядом преимуществ по сравнению с классическими схемами жидкостного (ЖРД) и твердотопливного (РДТТ) ракетных двигателей.

По сравнению с ЖРД гибридный двигатель обладает простотой конструкции, отсутствием сложной системы охлаждения камеры сгорания, низкой стоимостью и коротким циклом производства. По сравнению с РДТТ – низкой стоимостью компонентов топлива и отсутствием взрывчатых веществ в составе ТГМ, нечувствительностью к дефектам твердотопливного заряда (наличию трещин или раковин), более высокими значениями удельного импульса тяги, возможности регулирования тяги и многократного включения.

Отмеченные преимущества позволяют использовать ГРД в качестве космических двигательных установок разного назначения – от тяговых двигателей первых ступеней ракет до регулируемых двигателей систем ориентации, управления, мягкой посадки и др. Для практической реализации данного класса двигателей необходимо обеспечить высокие энергетические характеристики ГРД, позволяющие снизить стоимость запуска и вывода на орбиту космических аппаратов.

Для оптимизации заряда предлагается в состав твердого топлива наряду с горючими компонентами (горючее–связующее и порошок алюминия) вводить дополнительно твердый окислитель – перхлорат аммония. При этом твердый окислитель распределяется по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя компенсировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердого окислителя [6].

Гибридный ракетный двигатель с оптимизированным зарядом обеспечивает равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда, и, соответственно, высокие значения удельной тяги двигателя.

Работа выполнена 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.

Литература

1. Головков Л.Г. Гибридные ракетные двигатели. М. : Воениздат, 1976. 168 с.
2. Chiaverini V.J., Kuo K.K. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Volume 218 of AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, USA, 2007. 648 p.
3. Губертов А.М., Миронов В.В., Голлендер Р.Г. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях. М. : Наука, 2008. 405 с.
4. Патент РФ № 2359145, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Р.Г. Голлендер, Н.А. Давыденко, Н.Н. Волков, С.М. Цацуев; опубл. 20.06.2009 г, бюл. № 17.
5. Патент РФ № 2070652, МПК F02K 9/08. Гибридный ракетный двигатель / В.Н. Виноградов, А.Г. Стаценко, Ю.Г. Лобанов, А.Л. Михейчик, А.Г. Нятин; опубл. 20.12.1996 г.
6. Патент РФ № 2569960, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.Б. Ворожцов, А.С. Жуков, Б.В. Певченко, Л.А. Савельева; опубл. 10.12.2015 г, бюл. № 34.

DOI: 10.17223/9785946215596/27

OPTIMIZATION OF HYBRID SOLID-PROPELLANT CHARGE OF THE ROCKET ENGINE

**V.A. Arkhipov, S.S. Bondarchuk, A.B. Vorozhtsov, A.S. Zhukov,
N.N. Zolotorev, B.V. Petchenko, L.A. Savelieva**
National Research Tomsk State University, Tomsk

Hybrid rocket engine (HRE) belongs to the class of propulsion systems working on dual fuel and includes charge of solid combustible material (SCM) burning in a flow of gaseous or atomized liquid oxidizer [1]. At the present time HRE is not used as power plants production aircraft. In the last decade due to intensification of space programs has increased the volume of publications in the field of study of workflows in hybrid diagrams of rocket engine [2-5]. HRE has many advantages compared to liquid (LRE) and solid propellant (SPRE) rocket engines.

Compared to (LRE) the hybrid engine has a simple design, with no cooling of the combustion chamber, low cost and short production cycle. Compared to solid fuels engine has low cost of the fuel components and the lack of explosives in the composition. insensitivity to flaws in the solid propellant charge (cracks or cavities), higher values of specific impulse of thrust, the possibility of traction control and multiple inclusion.

Advantages allow to use the HRE as a space propulsion systems for different purposes – from traction engines to rocket engines regulated system of guidance, control, landing, etc. For the practical implementation of the engine is necessary to provide high energy characteristics allowing to reduce the cost of launching and sending spacecraft.

To optimize the charge of solid fuel it is suggested to introduce an additional solid oxidizer, ammonium perchlorate. Solid oxidizer is distributed along the length of charge. Hybrid rocket engine with optimized charge provides a uniform and high completeness of combustion of solid propellant charge and, accordingly, high values of specific impulse of the engine.

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: 10.17223/9785946215596/28

ДИНАМИЧЕСКИЕ РЕЖИМЫ ЗАЖИГАНИЯ ПИРОКСИЛИНА

В.А. Архипов¹, В.Е. Зарко², Н.Н. Золоторев¹, А.Г. Коротких³, В.Т. Кузнецов¹

¹Национальный исследовательский Томский государственный университет, г. Томск,

²Институт химической кинетики и горения им. В.В. Воеводского СО РАН, г. Новосибирск

³Национальный исследовательский Томский политехнический университет, г. Томск

Изучение процесса зажигания твердых топлив обычно проводится в простейших условиях подвода тепла: это постоянство температуры или теплового потока на поверхности, то есть в так называемом «статическом режиме» [1–5]. В реальных условиях, как правило, зажигание осуществляется при переменных, зависящих от времени, значениях теплового потока. Формирование прогретого слоя в данном случае осуществляется в усложненных динамических условиях и существенно зависит от режима изменения теплового потока в период нагрева исследуемого образца (индукционный период) [1].

Характеристики динамических режимов зажигания имеют практическое значение при использовании источников энергии с заданным ее содержанием. В качестве модельного твердого топлива выбран пироксилин как наиболее изученное вещество с известными кинетическими и теплофизическими характеристиками [2]. Получены времена задержки зажигания пироксилина в условиях нагрева возрастающим тепловым потоком в диапазоне от 0,2 Вт/см² до 22 Вт/см².

Опыты проводили с использованием оптической печи «Уран-1». Динамический режим теплового потока обеспечивался путем перемещения исследуемого образца в период его нагрева световым потоком вдоль оптической оси эллиптического отражателя, установки «Уран-1». С этой целью использовали электромеханическое устройство, позволяющее перемещать исследуемый образец со скоростью 4,75 см/с. Темп изменения теплового потока определялся скоростью передвижения образца. Погрешность измерения плотности теплового потока не превышала 10%.

Представлены результаты экспериментального исследования зажигания пироксилина при нагреве возрастающим потоком излучения в диапазоне (0,2÷22) Вт/см². Проведено сравнение времен задержки зажигания при нагреве образцов переменным и постоянным тепловым потоком. Полученные данные показали, что в исследованном диапазоне плотности теплового пото-