

УДК 629.194.362.1:662.758.4

С. Г. БОНДАРЕНКО¹, В. А. ГАБРИНЕЦ²¹ Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара,² Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта им. ак. В. Лазаряна

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ГИДРИДА АЛЮМИНИЯ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ

Статья посвящена разработке рецептур смешанного пастообразного ракетного топлива, которое должно иметь достаточно высокие энергетические характеристики (пустотная удельная тяга не менее 300 с) при умеренных значениях давления и температуры в камере сгорания ($40 \cdot 10^5$ Па и не более 3000 К соответственно). В результате исследований были сформулированы требования к рецептурам и выработаны рекомендации по их получению. Пастообразное топливо вытесняется в камеру сгорания ракетного двигателя для его многократного включения и глубокого дросселирования тяги. Топливо имеет в своём составе: органическое адгезионное жидко-вязкое связующее и металлический порошок - в качестве горючего, а также циклические органические нитросоединения с перхлоратом аммония - в качестве окислителя. С помощью термодинамических расчётов и лабораторных опытов были подтверждены высокие энергетические характеристики полученных рецептур. Разработанные топливные рецептуры эффективно могут быть использованы для проектирования новых маршевых двигателей верхних ступеней ракет-носителей и космических разгонных блоков, а также двигателей мягкой посадки.

Ключевые слова: пастообразное топливо, ракетный двигатель, топливные рецептуры, энергетические характеристики, пустотная удельная тяга.

Введение

На протяжении всего развития ракетно-космической техники постоянное внимание уделялось ракетному двигателестроению, которое и сейчас является одним из приоритетных направлений современной космонавтики. Сегодня повышаются требования к маршевым ракетным двигателям (РД) ракет-носителей (РН) и космических разгонных блоков, а также РД систем управления космических аппаратов (КА) в части повышения их энергетических, эксплуатационных, технологических, экономических и экологических характеристик. Сейчас в современной космонавтике главную позицию занимают жидкостные и твёрдотопливные РД. Проектирование надёжного и эффективного ракетного двигателя возможно с учётом детального понимания характеристик и всех свойств топлива, на котором он работает [1-4].

В последнее время появился ряд задач, которые требуют глубокого дросселирования ракетного двигателя с возможностью его многократного включения и выключения. В связи с этим возрос интерес к использованию геле- и пастоподобных топлив в энергетических установках различного назначения:

в ракетных и авиационных двигателях, судовых паровых котлах, МГД-генераторах, термобурах и т. д., то есть там, где имеют место переменные режимы работы энергетической установки. Пастообразные топлива (ПТ) занимают промежуточное положение между жидкими и твёрдыми ракетными топливами (РТ), они как и твёрдые РТ содержат смесь окислительных и горючих элементов, но в неотверждённом жидко-вязком состоянии и относятся ПТ к ньютоновским жидкостям. В большинстве случаев ПТ подаются в камеру сгорания под давлением, и сгорают отдельными жгутами, чешуйками или клиньями. Но существуют конструкции РД, в которых реализуется торцевое горение ПТ. Применение ПТ наиболее эффективно для ракетных двигателей с многократными запусками и глубоко дросселируемой тягой, в том числе, в космическом вакууме и невесомости. Поэтому создание ПТ является одной из основных задач, решаемых при разработке новых перспективных двигателей РН и КА. От успешного решения этой задачи зависит эффективность летательного аппарата и выполнение им программы полёта [5-22].

Целью данной статьи является разработка рецептур смешанного унитарного пастообразного топ-

лива для РД с величиной удельной тяги не менее 300 с и широко регулируемым диапазоном технологических и эксплуатационных параметров.

Общая постановка проблемы и её связь с научно-практическими задачами

Дросселируемые двигатели на пастообразном унитарном топливе с вытеснительной подачей его в камеру сгорания могут использоваться на ракетах-носителях и космических летательных аппаратах для выполнения следующих задач:

- уменьшение максимальных инерционных и аэродинамических нагрузок на РН;
- поддержание максимально возможного уровня полётных перегрузок для «деликатных» КА;
- разведение по нужным орбитам кластерных малых КА;
- перевод летательного аппарата с одной траектории полета на другую;
- изменение параметров орбит искусственных спутников Земли, в том числе, и разворот плоскости орбиты;
- коррекция траектории полета автоматических станций;
- торможение при уходе («затоплении») отработавшего свой срок летательного аппарата с орбиты;
- выполнение режима «зависания» над поверхностью планеты или другого небесного тела для выбора места посадки и осуществления самой мягкой посадки;
- компенсация аэродинамического торможения искусственных спутников Земли;
- точное приближение к орбитальным объектам (управляемым и неуправляемым) для стыковки или захвата их для дальнейшей буксировки в безопасные области;
- стабилизация аппарата вращением вокруг какой-либо оси.

Условия космического полета (вакуум, невесомость, значительная длительность полета, потоки метеорных частиц и космических излучений, широкий диапазон температур, от высоких, вследствие нагрева солнечной радиацией, до низких, при потере тепла вследствие излучения в космос) определяют особенности присущие ракетным двигателям и их системам управления космическими летательными аппаратами. От них требуется обеспечивать [1, 2]:

- работу в непрерывном или импульсном режиме с заданным ресурсом и величиной управляющего усилия (необходимой тяги);
- высокую экономичность с целью минимального расхода отбрасываемой ракетным двигателем

массы;

- минимальное энергопотребление при работе ракетного двигателя и его систем;
- высокую герметичность всех соединений для исключения дополнительных возмущений движения летательного аппарата и потерь рабочего тела;
- высокую надежность работы, ибо, в случае отказа двигательной системы управления, летательный аппарат не выполнит возложенные на него функции;
- минимальные габариты и массу, причем масса является определяющим критерием при выборе типа и конструкции вспомогательной системы, например, системы вытеснения топлива из бака;
- простоту и удобство в эксплуатации при хранении и подготовке к пуску;
- невысокую стоимость изготовления и эксплуатации.

Для полета и управления космических летательных аппаратов наиболее широко используют ракетные двигатели и реактивные системы на однокомпонентном или двухкомпонентном жидком топливе. Реактивные системы на однокомпонентном жидком топливе имеют ряд преимуществ по сравнению с системами на двухкомпонентном топливе. Требуется один топливный бак с одним питающим устройством и меньшее количество агрегатов автоматики. Упрощается система подачи топлива в камеру сгорания, а также конструкция баковых устройств. Кроме того, не нужны устройства для поддержания требуемого соотношения компонентов топлива, от которых зависит качество процессов в двигателе, а также эффективность его работы. Работа двигателя на однокомпонентном топливе менее чувствительна к изменению температуры окружающей среды. Для двухкомпонентных топлив температура по-разному влияет на изменение плотности горючего и окислителя. В результате этого изменение плотности влияет на рабочее соотношение компонентов топлива, из-за этого один бак опорожняется раньше другого. Эффективность и совершенство всех ракетных двигателей определяется величиной удельной тяги – $R_{уд}$ [1, 2].

Величина удельной тяги жидкостного РД (ЖРД) на однокомпонентном топливе $R_{уд}$ (в пустоте) не превышает 190...250 с [1, 2]. На двухкомпонентном топливе (кислород-бензин, азотная кислота-керосин) тяга составляет $R_{уд} = 260...300$ с. При применении перспективных топлив типа озон-водород, фтор-водород считаются возможными удельные тяги до 450...470 с и даже 500 с [1]. Хотя последние указанные пары компонентов до сих пор не применяются из-за их чрезвычайно высокой токсичности и опасности. Более простыми по схеме являются ракетные двигатели на твердом топливе

(РДТТ). Удельная тяга у них оценивается в 240...270 с и в перспективе до 300 с, но на РДТТ невозможно осуществлять глубокое регулирование тяги и практически производить многократный запуск двигателя [1, 3, 4].

Следует отметить, что указанные величины удельной тяги (≈ 300 с) ограничиваются принципиальными положениями, а не конструктивным оформлением. Скорость истечения газа в двигателях и удельная тяга определяются долей полного теплосодержания рабочего тела, превращённой в сопле в кинетическую энергию. Полное теплосодержание практически зависит только от величины теплотворной способности смеси топлива, а она принципиально ограничена как для ЖРД, так и для РДТТ. Поэтому, создать ракетные двигатели (на химических компонентах с высокой теплотворной способностью) с удельной тягой $R_{уд} \approx 300$ с и более, возможно пока на пастообразном (гелеобразном) топливе. Для него отсутствуют ограничения по технологическим, физико-химическим требованиям присутствию твердым и жидким топливам, которые (по эксплуатационным параметрам) снижают термодинамические и энергетические характеристики. При этом пастообразным унитарным топливам присущи все положительные свойства твердых и жидких одноконтентных топлив по условиям производства, хранения в ракетных топливных баках, вытеснительной, регулируемой по массе подаче топлива в камеру сгорания, физико-химической совместимости с широким аспектом конструкционных современных материалов и сравнительно с жидкими РТ пониженными токсическими свойствами при изготовлении и эксплуатации. Следует отметить, что на современном этапе из существующих в производстве химических компонентов возможно создавать смесевые пастообразные топлива с величиной удельной тяги - $R_{уд}$ до 320 с, т.е. не уступающих по энергетическим параметрам двухкомпонентным жидким топливам [5, 7, 8, 10, 11, 13, 14, 20-22].

Результаты исследований

В результате анализа проведенных ранее исследований [7, 14, 16, 17, 18, 21, 22] были выработаны рекомендации по разработке, выбору и использованию химических компонентов в рецептах пастообразного топлива, суть которых сводится к следующим положениям:

1. Для обеспечения надежной работы ракетного двигателя с регулируемой по величине тягой и многократным (периодическим) запуском следует создать пастообразное топливо с заданными реологическими свойствами, незначительно изменяющимися в температурном диапазоне эксплуатации, например, в диапазоне температуры $-10...+40$ °С (при-

емлемого для космического аппарата). Так, при вытеснительной подаче топлива в камеру сгорания через фильерный блок необходимо установить величину динамической вязкости топливной смеси с ограничением её не более $(10...15) \cdot 10^3$ Па·с. Это может быть достигнуто при использовании в смеси топлива наличием «жидкой» фазы - связующих компонентов в количестве 24...28 % по весу, при плотности топлива 1600...1700 кг/м³.

2. Для обеспечения достаточно высоких энергетических характеристик следует: в рецептах топлива использовать активные жидко-вязкие компоненты (до 15...20 % и более), содержащие окислительные элементы - кислород, фтор. Например, пластификаторы - органические соединения, содержащие нитрогруппу ($-NO_2$) или нитратную группу ($-ONO_2$). Вследствие того, что в их молекулу вводится кислород в энергетической форме, эти соединения можно использовать в топливах в качестве жидко-вязких окислителей. Например, в качестве пластификаторов-окислителей можно использовать: нитрометан - CH_3NO_2 ; диэтиленгликольдинитрат - $C_4H_8O_3N_2O_4$; динитрогликоль - $C_2H_4(ONO_2)_2$; динитротолуол - $C_6H_4(CH_3)NO_2$; динитробензол - $C_6H_4(NO_2)_2$ и др.

Повышение величины удельной тяги топлива возможно обеспечить введением в его рецепт твердых порошкообразных органических нитросоединений, например, таких: циклотриметилентринитроамин - $(CH_2N_2O_2)_3$ и циклотетраметилентетранитроамин - $(CH_2N_2O_2)_4$. Указанные компоненты широко использовали в рецептах смесевых твердых топлив (СТТ) для зарядов РДТТ второй и третьей ступени стратегических ракет [23, 24].

Возможно значительно увеличить удельную тягу пастообразного топлива, применяя в его рецепте, в качестве металлического горючего, порошкообразные гидриды металлов, например, гидрид алюминия - AlH_3 . Введение в топливо 20...25 % гидрида алюминия увеличит удельную тягу на 10...12 с. Гидрид алюминия, как и алюминиевый порошок, использовался в рецептах СТТ для второй и третьей ступени РДТТ стратегических ракет [23, 24].

3. Для обеспечения надежной эксплуатации ракетных двигателей в широком температурном диапазоне, например $-20...+50$ °С следует использовать в пастообразных топливах жидко-вязкие компоненты с температурой застывания (загустения) $-30...-40$ °С. Тогда изменение реологических характеристик топлива в диапазоне эксплуатации $-20...+50$ °С практически не обусловят изменение величины вытеснительного давления в системе вытеснительной подачи его в камеру сгорания. При пониженной вязкости топлива и растекаемости его возможно сни-

зять энерго-массовые затраты в системе вытеснительной подачи. Улучшение реологических характеристик топлива может быть обеспечено применением в его составах поверхностно-активных веществ (ПАВ) в количестве до 1,0 % по весу. В качестве ПАВ в пастообразных топливах возможно применять лецитин, жидкое мыло (ОП-7, ОП-10) и катионат-7.

4. Значительный диапазон дросселирования тяги двигателя посредством изменения массового секундного расхода при подаче топлива в камеру сгорания может быть реализован при надежном процессе горения, особенно, при пониженном давлении $\sim (2...3) \cdot 10^5$ Па. При этом величина скорости горения топлива должна быть не менее 2...4 мм/с при давлении газа $(1...3) \cdot 10^5$ Па. Это условие реализуется при создании топлив с пониженной температурой воспламенения $\approx (160 \pm 20)^\circ\text{C}$. Топлива с пониженной температурой воспламенения в своем составе должны содержать жидко-вязкие компоненты, у которых температура кипения (разложения, распада) изменяется в пределах от 110 до 180 $^\circ\text{C}$. Эти компоненты должны обладать низкой энергией активации (энергия связей) и низкой теплотой образования, например, такие как динитрогликоль $\text{C}_2\text{H}_4(\text{NO}_3)_2$ и т.п.

5. Пастообразное топливо при истечении через фильерный блок в камеру сгорания двигателя должно обладать повышенной скоростью горения от 10...12 мм/с и более (при давлении в камере сгорания $\approx 40 \cdot 10^5$ Па). Это обусловлено тем, что при заданном массовом секундном расходе (подаче) топлива, его объем прямо пропорционально зависит от величины скорости горения, а также прямо пропорционально связан с расходом – объемом газа, необходимого для выдавливания ПТ, системы вытеснительной подачи и динамики её работы. Следовательно, увеличение скорости горения топлива повлияет на снижение энерго-массовых затрат в конструкции вытеснительной системы подачи, что является положительным фактором.

Величина скорости горения топлива во многом зависит не только от соотношения компонентов между окислителем и горючим, но она также зависит от степени контактирования и перемешивания между ними. Использование в смесевых топливах порошкообразного окислителя – перхлората аммония – NH_4ClO_4 с различной удельной поверхностью (измельченностью) от 150 до 300 $\text{м}^2/\text{кг}$ и более, позволяет увеличить скорость горения на 40...60 %. Для этого следует измельчить перхлорат аммония от 320...360 мкм до 50...20 мкм. Весьма действенным фактором увеличения скорости горения смесевых топлив является введение в их состав (примерно до 1,0 %) катализаторов горения, вследствие чего воз-

можно увеличить ее в 1,5...2 раза. В качестве катализаторов горения в топливах используют мелко-дисперсный порошок окиси железа Fe_2O_3 с удельной поверхностью от $5 \cdot 10^2$ до $19 \cdot 10^2$ $\text{м}^2/\text{кг}$, порошок пятиоксида ванадия V_2O_5 дисперсностью 5...30 мкм, диэтилферроцен, содержащий молекулы железа и используемый в виде пасты и др.

6. Пастообразное топливо, в достаточной мере, должно содержать адгезионное горюче-связующее для связывания кристаллического окислителя и металлических добавок. В ракетных топливах горюче-связующие компоненты, в основном, обладают отрицательным кислородным балансом. Из-за этого их объем в топливе ограничивают до минимально возможного для обеспечения соответствующей технологичности и реологических свойств топлива (для заправки смесового топлива обычно используется метод свободного литья [4]).

В пастообразных топливах в качестве горюче-связующих компонентов следует использовать высокомолекулярные сополимеры, полиэферы, полибутадиеновые каучуки, полиуретаны и органические пластификаторы. Весьма целесообразно использовать сополимеры: полиметилметакрилат (ПММА), сополимер метил- или нитрилакрилат с метакриловой кислотой (НМА/МАК), поливинилацетат (ПВА), поливинилхлорид (ПВХ) и др. В качестве пластификаторов для указанных сополимеров применимы: нитроолеиновая кислота (НОК), дибутилфталат (ДФФ), дибутилсебацат (ДБС), а также нитропластификаторы: диэтиленгликольдинитрат $\text{C}_4\text{H}_8\text{O}_8\text{N}_2$; динитротолуол $\text{C}_6\text{H}_4(\text{CH}_3)\text{NO}_2$ и др. [25-27].

На основании вышеуказанных рекомендаций по выбору и использованию химических компонентов в рецептах пастообразного топлива был выполнен ряд расчетно-экспериментальных проработок и лабораторных опытов. В результате этого выбраны топливные составы с высокоэнергетическими значениями по удельной тяге (более 300 с) и удовлетворительными физико-химическими свойствами (для топлив с вытеснительной подачей их в камеру сгорания).

В составах этого топлива в качестве горюче-связующего использовали полиметилметакрилат (латексный, с молекулярным весом более $100 \cdot 10^3$ г/моль), пластифицированный нитроолеиновой кислотой и диэтиленгликольдинитратом. В качестве высокоэнергетического металлического горючего использовали порошок гидрида алюминия. В качестве окислителя применена смесь перхлората аммония и циклотриметилентринитроамина. Основные термодинамические и физико-химические параметры (свойства) и характеристики некоторых (наиболее эффективных) составов пастообразного топлива приведены в таблице 1.

Таблица 1

Основные термодинамические и физико-химические параметры и характеристики наиболее эффективных составов пастообразного топлива

№ п/п	Основные параметры и характеристики	Единицы измерения	Значения составов		
			№ 1	№ 2	№ 3
1	Усредненная условная формула $C_{10,95}H_{53,6}O_{24,6}N_{8,3}Cl_{4,3}Al_{5,3}Fe_{0,06}$				
2	Термодинамические параметры:				
2.1	Энтальпия (теплота образования)	кДж/кг	1838,3	1832,4	1816,8
2.2	Кислородный баланс	%	47,2	51,7	49,6
2.3	Молекулярный вес продуктов сгорания	г/моль	21,4	20,8	20,5
2.4	Температура газа в камере	К	2977,5	2812,3	2800,6
2.5	Температура газа на срезе сопла	К	838,4	724	709,1
2.6	Показатель изэнтропы (C_p/C_v)		1,204	1,208	1,212
2.7	Удельная тяга (в пустоте), $p_k/p_c = 40/0,02$	с	326,7	316,2	304,18
2.8	Удельная тяга (на земле), $p_k/p_c = 40/1$	с	257,8	256,2	255,7
2.9	Число Маха		2,85	2,72	2,64
2.10	Удельная теплоемкость, C_p при $p_k/p_c = 40/0,02$	кДж/(кг·К)	2,43	2,38	2,31
3	Физические характеристики:				
3.1	Удельный вес топлива	кг/м ³	1660	1650	1650
3.2	Температура воспламенения	°С	209	211	212
3.3	Коэффициент динамической вязкости (при нормальных условиях)	Па·с	~685	620	~520
3.4	Скорость горения, при $40 \cdot 10^5$ Па * с катализатором горения Fe_2O_3	мм/с	(8,8...10,2)*	(8,9...10,6)*	6,41
3.5	Чувствительность к удару и трению топлива	Соответствует пожаровзрывоопасным веществам III категории			

Для наглядности на рисунке 1 представлено влияние изменения основных термодинамических характеристик: величин удельной тяги $P_{уд}$ и температуры продуктов сгорания T_k в камере сгорания от содержания гидроксида алюминия в составах пастообразного топлива на основе пластизольного нитро-связующего.

Выводы

1. Из анализа данных, представленных на рис. 1, следует, что сравнительно незначительное содержание в топливе гидроксида алюминия от 12 до 14 % при достаточно высоких значениях удельной тяги от 306 до 320 с, температура продуктов горения в камере сгорания двигателя не превышает 2850 К. Это является весьма положительным фактором при уменьшении теплонапряженности конструктивных и теплозащитных материалов ракетного двигателя, особенно, с длительным временем его работы – до 400 с и более.

2. Использование предлагаемых рецептур смеси пастообразного ракетного топлива позволит существенно увеличить энергетические характеристики топлива, упростить технологию его изготов-

ления и безопасность его использования в сравнении со смесевыми твердыми ракетными топливами и даже с жидкими ракетными топливами, что даёт возможность существенно упростить конструкцию и снизить материалоёмкость ракетных двигателей на 15...18 %.

3. По термодинамическим параметрам и характеристикам, а также по физико-химическим свойствам эти пастообразные топливные составы превосходят известные твердые смесевые ракетные унитарные топлива, используемые в данный период времени в ракетно-космической технике [23, 24, 28, 29]. Они являются наиболее эффективными для использования в двигательных установках (на пастообразном топливе) современных ракетно-космических объектов, например, разработки ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» - ракеты-носители типа «Маяк» (2-я ступень) и «Вега» (4-я ступень) [24, 30].

4. Разработанные топливные рецептуры смеси пастообразного ракетного топлива эффективно могут быть использованы для проектирования новых маршевых двигателей верхних ступеней ракет-носителей и космических разгонных блоков, а также двигателей мягкой посадки [24, 29, 30].

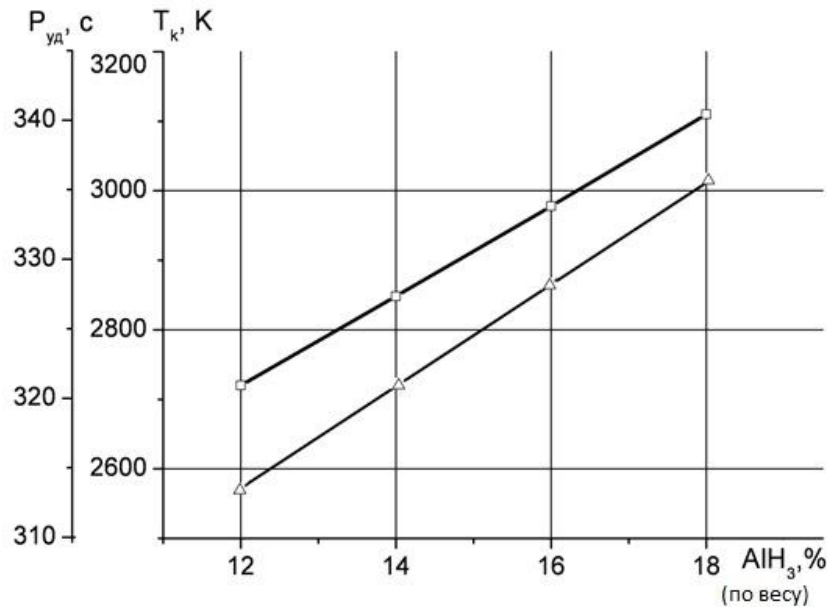


Рис. 1. Зависимости изменения величин удельной тяги $P_{уд}$ (Δ) и температуры продуктов сгорания T_k (\square) в камере сгорания от содержания гидрида алюминия в рецептурах смесевых пастообразных топлив при $P_k/P_c = 40/0,02$

Литература

1. Фаворский, О. Н. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок [Текст] / О. Н. Фаворский, В. В. Фишгойт, Е. И. Янговский ; под ред. О. Н. Фаворского. - М. : Высш. школа, 1970. - 488 с.

2. Беляев, Н. М. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов [Текст] / Н. М. Беляев, Н. П. Белик, Е. И. Уваров ; под ред. Н. М. Беляева. - М. : Машиностроение, 1979. - 232 с.

3. Присняков, В. Ф. Двигатели летательных аппаратов. Введение в специальность [Текст] / В. Ф. Присняков. - К. : Вища шк. Голов. изд-во, 1986. - 144 с.

4. Основи теорії та проектування РДТП [Текст] : підручник / В. О. Габрінець, Г. А. Горбенко, В. П. Гумницький, Є. О. Джур, Л. Д. Кучма, Л. В. Пронь. - Д. : АРТ-ПРЕСС, 2005. - 200 с.

5. Ракетные топлива [Текст] / под ред. Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. - М.: Мир, 1975. - 165 с.

6. Hardgrove, J. High performance throttling and pulsing rocket engine [Text] / J. Hardgrove, H. Krieg // AIAA Pap. - 1984. - No 1254. - pp. 10.

7. Kukushkin, V. I. The Pasty propellant Rocket Engine Development [Text] / V. I. Kukushkin, A. N. Ivanchenko // AIAA 93-1754 / 29-th Joint Propulsion Conf. & Exhibit, June 28-30, 1993. - Monterey, CA. - 8 p.

8. Hodge, K. Gelled Propellants for Tactical Missile Applications [Text] / K. Hodge, T. Crofoot,

S. Nelson // Joint Propulsion Conf. & Exhibit. - 1999. - 7 p.

9. Shai, R. The Status of Gel Propellants [Text] / R. Shai, N. Benveniste // Combustion of Energetic Materials. - 2000. - 24 p.

10. Dressler, Gordon A. TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics [Electronic resource] / A. Gordon Dressler, J. Martin Bauer, Redondo Beach // AIAA 2000-3871 TRW Inc., Redondo Beach, CA 90278. - Access mode: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2000-3871>. - 15.03.2015.

11. Lyon, M. Advanced Propulsion For Tactical Missiles [Text] / M. Lyon // NDIA Conference on Armaments for the Army Transformation. - June 2001. - 12 p.

12. Song, M. Study of a New Kind of Multipulse Rocket Motor [Text] / M. Song, Dingyou Ye // Journal of Propulsion and Power, USA. - March-April 2001. - Vol. 17, No. 2. - P. 380-384. - doi: 10.2514/2.5753.

13. Teipel, U. Mechanical Properties of Gel Propellants with Nanoparticles [Text] / U. Teipel, U. Foerster-Barth // Journal of Energetic Materials. - 2004. - P. 69-82.

14. Иванченко, А. Н. Состояние разработки дроселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе [Текст] / А. Н. Иванченко, С. Г. Бондаренко // Проблеми високотемпературної техніки : зб. наук. пр. / Дніпропетр. нац. ун-т ім. О. Гончара. - Д. : РІО ДНУ, 2008. - С. 40-50.

15. Хорольский, П. Г. Баллистическая целесообразность глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей [Текст] / П. Г. Хорольский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 10/36. – С. 11-13.
16. Бондаренко, С. Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием [Текст] / С. Г. Бондаренко, П. Г. Хорольский, Л. В. Адамчик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 7(54). – С. 148-150.
17. Анализ эффективности применения маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе на верхних ступенях ракет-носителей лёгкого класса [Текст] / Д. В. Майданюк, С. Г. Бондаренко, А. Н. Иванченко, Д. В. Павленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9/66. – С. 95-99.
18. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Analysis of mass efficiency for applications in the composition of landing units and upper stages of launch vehicles [Text] / D. V. Maydanuk, S. G. Bondarenko, A. N. Ivanchenko, Yu. V. Protsan // *Proc. of 60-th International Astronautical Congress (IAC-09-C4.2)*, 12-16 October 2009, DaeJeon, Republic of Korea. – 6 p.
19. Shai, R. Rheological Matching of Gel Propellants [Text] / R. Shai, Peterz Arie, N. Benveniste // *Journal of Propulsion and Power*. – 2010. – Vol. 26, No. 2. – P. 376-378.
20. Combustion Chamber Fluid Dynamics and Hypersonic Gel Propellant Chemistry Simulations for Selectable Thrust Rocket Engines [Text] / C-C. Chu., M. J. Nusca, A. J. Kotlar, M. J. Mc Quaid // *DoD High Performance Computing Modernization Program Users Group Conference*. – 2009. – 8 p.
21. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of paste-like propellant and results of PRM fire tests [Text] / S. G. Bondarenko, V. I. Eliseev, Yu. V. Protsan, N. V. Masliany, E. B. Ustimenko, T. A. Mayorskaya, V. P. Babitskiy, A. F. Kurochkin, S. F. Lyagushyn, L. I. Podkamennaya, A. B. Surovtsev, A. A. Golenko, N. K. Savytskaya, A. I. Stepchenko, A. I. Serdyuk // *Proc. of 61-th International Astronautical Congress (IAC-10.C4.1.9)*, 27 September - 1 October 2010. Prague, Czech Republic. – 27 p.
22. Deep Regulation and Reusable Rocket Propulsion Using Premixed Slurry Propellant [Text] / A. M. Ivanchenko, S. G. Bondarenko, Y. V. Protsan, S. A. Wilson. // *Journal of Propulsion and Power*. – Vol. 28, No. 5. – September-October 2012. – P. 869-875.
23. Оружие России. Каталог. Том IV. Вооружение и военная техника. Ракетные войска стратегического назначения [Текст] / В. Агейкин, Ю. Антипов, Ю. Бабушкин, В. Бондаренко, А. Дегтярёв, Т. Слюнина, Н. Спасский ; под общ. ред. И. Сергеева. – М. : ЗАО «Военный парад», 1997. – 466 с.
24. Шестьдесят лет в ракетостроении и космонавтике [Текст] / под общ. ред. А. В. Дегтярёва. – Д. : АРТ-ПРЕСС, 2014. – 540 с.
25. Сарнер, С. Химия ракетных топлив [Текст] : пер. с англ. / С. Сарнер / под ред. д-ра техн. наук В. А. Ильинского. – М. : Мир, 1969. – 202 с.
26. Цуцуран, В. И. Военно-технический анализ состояния и перспективы развития ракетных топлив [Текст] : учеб. / В. И. Цуцуран, Н. В. Петрухин, С. А. Гусев. – М. : МОП РФ, 1999. – 332 с.
27. Штехер, М. С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей [Текст] : учеб. пособие для авиационных вузов / М. С. Штехер. – М. : Машиностроение, 1976. – 304 с.
28. Пат. на корисну модель 83581, Україна, МПК (2013.1) F02K 9/70 (2006.01), F02K 9/00. Сумішове пастоподібне ракетне паливо [Текст] / Сердюк А. І., Бондаренко С. Г., Родриго К. Г. – № а 2012 10698 ; заявл. 12.09.2012 ; опубл. 25.09.2013, Бюл. № 18. – 7 с.
29. Кукушкин, В. И. Воздушно-космический самолёт. Время поиска и свершений [Текст] / В. И. Кукушкин, А. С. Левенко. – Д. : Проспект, 2007. – 108 с.
30. Vega Users Manual. Issue 3. Rev. 0. March 2006 [Electronic resource]. – ARIANESPACE, Commercial Directorate / Technical Support Division. – 2006. – 188 p. – Access mode: <http://www.arianespace.com/launch-services-vega/VEGAUsersManual.pdf>. – 10.03.2015.

Исследования проведены при участии сотрудников Государственного предприятия «Научно-производственного объединения «Павлоградский химический завод»

Поступила в редакцию 2.06.2015, рассмотрена на редколлегии 17.06.2015

ЕФЕКТИВНІСТЬ ВИКОРИСТАННЯ ГІДРИДУ АЛЮМІНІЮ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ ДВИГУНІВ НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

С. Г. Бондаренко, В. О. Габрінець

Стаття присвячена розробці рецептур сумішевого унітарного пастоподібного ракетного палива, що повинно мати достатньо високі енергетичні характеристики (пустотна питома тяга не менше 300 с) при

помірних значеннях тиску та температури в камері згоряння ($40 \cdot 10^5$ Па і не більше 3000 К, відповідно). В результаті досліджень було сформульовано вимоги до рецептур та вироблено рекомендації щодо їх отримання. Пастоподібне паливо витиснюється в камеру згоряння ракетного двигуна для його багаторазового вмикання та глибокого дроселювання тяги. Паливо має у своєму складі: органічне адгезійне рідко-в'язке зв'язуюче та металевий порошок – як пальне, а також циклічні органічні нітросполуки з перхлоратом амонію – як окислювач. За допомогою термодинамічних розрахунків та лабораторних дослідів були підтверджені високі енергетичні характеристики одержаних рецептур. Розроблені паливні рецептури ефективно можуть бути використані для проектування нових маршових двигунів верхніх ступенів ракет-носіїв та космічних розгінних блоків, а також двигунів м'якої посадки.

Ключові слова: пастоподібне паливо, ракетний двигун, паливні рецептури, енергетичні характеристики, пустотна питома тяга.

EFFICIENCY OF USING ALUMINUM HYDRIDE FOR ROCKET-SPACE ENGINES BASED ON PASTY PROPELLANT

S. G. Bondarenko, V. A. Gabrinets

The paper is devoted to the development of formulae of a mixed unitary paste-like fuel, which must have sufficiently high energy parameters (vacuum specific thrust not less than 300 s) at moderate values of pressure and temperature in the combustion chamber ($40 \cdot 10^5$ Pa and not more than 3000 K, respectively). As the result of studies, requirements to formulae were determined and recommendations for their preparation were worked out. The pasty propellant is forced into the combustion chamber of a rocket engine for its multiple starts and deep thrust throttling. The propellant has in its composition: an organic adhesive liquid-viscous binder and metal powder as fuel, as well as cyclic organic nitrocompounds with ammonium perchlorate as oxidant. By using thermodynamic calculations and laboratory experiments, high energy parameters of the obtained formulae have been confirmed. The developed propellant formulae can be effectively used for designing new main engines of upper stages of launch vehicles and space booster units, as well as engines for soft landing.

Keywords: pasty fuel, rocket engine, propellant formula, power parameters, vacuum specific thrust.

Бондаренко Сергей Григорьевич – канд. техн. наук, доц., доц. каф. двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: serg_bondarenko@ukr.net.

Габринет Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. теплотехники, Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта им. ак. В. Лазаряна, Днепропетровск, Украина, e-mail: gabrin62@mail.ru.