

РАБОТЫ КБ ХИМАВТОМАТИКИ ПО СОЗДАНИЮ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2014 г. Гуртовой А.А., Лобов С.Д., Рачук В.С., Шостак А.В.

ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики» (КБХА)
Ул. Ворошилова, 20, г. Воронеж, Россия, 394006, e-mail: cadb@comch.ru

В настоящей статье приведены результаты работ по созданию кислородно-водородных двигателей, выполненных Конструкторским бюро химавтоматики. Представлены история и опыт создания маршевого жидкостного ракетного двигателя РД0120 тягой 200 тс, разработанного для многоразовой ракетно-космической системы «Энергия–Буран»; изложены основные итоги разработки безгазогенераторных двигателей семейства РД0146, предназначенных для верхних ступеней и разгонных блоков перспективных ракет-носителей.

Ключевые слова: кислород, водород, жидкостный ракетный двигатель, ракета-носитель.

WORK PERFORMED BY CHEMICAL AUTOMATICS DESIGN BUREAU TO CREATE OXYGEN-HYDROGEN LIQUID ROCKET ENGINES

Gurtovoy A.A., Lobov S.D., Rachuk V.S., Shostak A.V.

Public Corporation Chemical Automatics Design Bureau (CADB)
20 Voroshilova str., Voronezh, Russia, 394006, e-mail: cadb@comch.ru

This article presents the results of work performed by Chemical Automatics Design Bureau to create oxygen-hydrogen engines. It presents the history and experience of creating the main liquid rocket engine RD0120 with the thrust of 200 ton-force, developed for reusable space transportation system Energia–Buran; and the basic results of developing the engines of the RD0146 family featuring a design that does not need a gas generator, which are intended for the upper stages of advanced launch vehicles.

Key words: oxygen, hydrogen, liquid rocket engine, launch vehicle.



ГУРТОВОЙ А.А.



ЛОБОВ С.Д.



РАЧУК В.С.



ШОСТАК А.В.

ГУРТОВОЙ Андрей Александрович — ктн, доцент, ведущий конструктор темы КБХА,
e-mail: cadb@comch.ru

GURTOVOY Andrey Alexandrovich — Candidate of Science (Engineering), Assistant professor, Lead Project Designer at CADB

ЛОБОВ Сергей Дмитриевич — первый заместитель генерального конструктора КБХА,
e-mail: cadb@comch.ru

LOBOV Sergey Dmitrievich — First Deputy General Designer of CADB

РАЧУК Владимир Сергеевич — дтн, профессор, генеральный директор – генеральный конструктор КБХА, e-mail: cadb@comch.ru

RACHUK Vladimir Sergeyevich — Doctor of Science (Engineering), Professor, General Director and General Designer of CADB

ШОСТАК Александр Викторович — ктн, доцент, заместитель генерального конструктора КБХА, e-mail: cadb@comch.ru

SHOSTAK Alexander Viktorovich — Candidate of Science (Engineering), Assistant professor, Deputy General Designer of CADB

Введение

Проводимые в настоящее время ведущими отечественными и зарубежными ракетостроительными фирмами разработки перспективных ракет-носителей (РН), позволяющих существенно повысить массу выводимых на орбиту полезных грузов при одновременном снижении степени риска и затрат на их выведение, требуют создания современных высокоэффективных двигателей, имеющих большую надежность и высокие энергомассовые характеристики.

По комплексу физических и термодинамических свойств для использования в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) верхних ступеней РН и разгонных блоков (РБ) космических РН наиболее предпочтительным является кислородно-водородное топливо.

Основные преимущества использования водорода:

- обеспечивает высокий удельный импульс двигателя (на ~100 кгс·с/кг больше, чем топливо на основе керосина);
- экологически чист в паре с экологически чистыми окислителями (продукт сгорания — вода);
- широко распространен, практически неограниченные запасы;
- высокие термодинамические характеристики как рабочего тела для ЖРД в общем, так и для турбины турбонасосных агрегатов (ТНА) в частности;
- высокие охлаждающие свойства как в жидком, так и в газообразном состоянии. Это позволяет использовать газифицированный в тракте охлаждения камеры водорода для привода турбины (безгазогенераторная схема двигателя);
- не требуется очистка магистралей двигателя после испытаний;
- освоен в производстве;
- нетоксичен.

Высокая эффективность использования и широкое применение кислородно-водородного топлива в эксплуатируемых и вновь разрабатываемых РН и РБ зарубежных стран настоятельно требуют применения данной топливной пары в отечественных ЖРД для

перспективных РН, особенно с учетом невыгодного географического положения российских стартовых площадок [1].

Маршевый двигатель РД0120

Двигатель РД0120 (рис. 1 и табл. 1) тягой 200 тс был разработан КБХА в период с 1976 по 1986 г. по техническому заданию НПО «Энергия» (ныне — РКК «Энергия», г. Королев Московской обл.) в рамках программы «Энергия–Буран» для использования в связке четырех двигателей на центральном блоке РН «Энергия».

К настоящему времени РН «Энергия» остается единственной летавшей отечественной ракетно-космической системой, которая использовала кислородно-водородный ЖРД.

Заводом-изготовителем ЖРД РД0120 являлся Воронежский механический завод (ВМЗ). Конструкторско-технологическая отработка и серийное изготовление двигателя на ВМЗ и в КБХА осуществлялось до 1992 г., когда прекратилось изготовление двигателя.

Изготовление двигателя РД0120 было полностью отработано на производстве ВМЗ и КБХА в кооперации с заводами и отраслевыми центрами СССР и России.

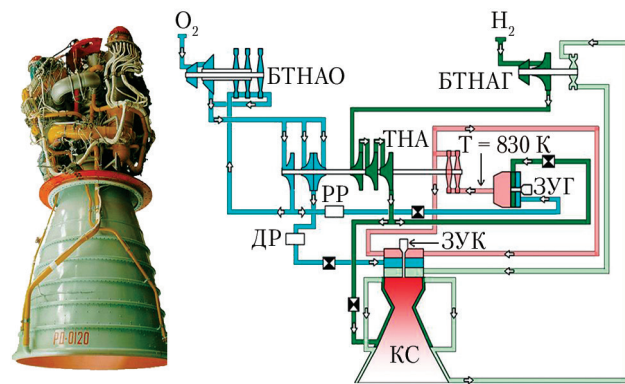


Рис. 1. Жидкостный ракетный двигатель РД0120 и пневмогидравлическая схема двигателя: БТНАО — бустерный турбонасосный агрегат окислителя; БТНАГ — бустерный турбонасосный агрегат горючего; ТНА — турбонасосный агрегат; ЗУГ — запальное устройство газогенератора; РР — регулятор расхода; ДР — дроссель; ЗУК — запальное устройство камеры; КС — камера сгорания

Таблица 1

Основные характеристики двигателя РД0120

Параметр	Значение
Тяга в пустоте, тс	200
Удельный импульс тяги в пустоте, кгс·с/кг	455,7
Давление в камере, кгс/см ²	222,6
Время работы в полете, с	500
Габаритные размеры, мм:	
– высота	4 550
– диаметр сопла	2 420
Масса, кг	3 450

Двигатель РД0120 прошел все основные виды конструкторской и технологической отработки. Двигатель сертифицирован на ресурс 1 600 с и 5 включений. Достигнута надежность $P_n = 0,992$ при доверительной вероятности $\gamma = 0,9$.

Основные особенности конструкции и отработки ЖРД РД0120:

- несмотря на одноразовое использование в полете в составе РН «Энергия», двигатель спроектирован и выполнен в многоразовом варианте, дающем возможность многократного применения двигателя без переборок;

- при стендовых испытаниях и в составе РН «Энергия» продемонстрированы ремонтно-пригодность двигателя — возможность ремонта или замены агрегатов автоматики, регулирования бустерного турбонасосного агрегата (БТНА), ТНА без демонтажа двигателя со стенда или РН;

- применена гранульная технология для изготовления крыльчаток турбонасосного агрегата горючего (ТНАГ), турбин, соплового аппарата и элементов крепления;

- 12 двигателей успешно прошли огневые испытания в составе РН «Энергия», в том числе четыре двигателя — наземные огневые испытания, восемь двигателей — летные испытания 15.05.1987 г. и 15.11.1988 г., причем четыре из них — 15.11.88 г. в составе комплекса «Энергия–Буран» с длительностью работы ~500 с обеспечили вывод на орбиту Земли космического корабля «Буран»;

- при совместных с НАСА и Аэроджет испытаниях в НИИ химического машиностроения (НИИхиммаш, ныне ФКП «НИЦ РКП») по программе, согласованной с НАСА, продемонстрированы возможности длительной (до 480 с) работы на режиме 25% номинальной тяги, минимального (~15 мин) времени

между включениями, минимального (две рабочие смены) времени полного контроля технического состояния между включениями. Двигатель демонстрировался на стенде Центра Маршала (г. Хантсвилл, США).

Полный комплект конструкторской и технологической документации на изготовление двигателя РД0120 имеется у предприятий–держателей подлинников документации: конструкторская документация — у разработчика двигателя, КБХА; технологическая документация — у изготовителя двигателя, ВМЗ. В настоящее время КБХА подготовлены материалы по технико-экономическому обоснованию возобновления производства двигателя РД0120 для использования в составе перспективных ракет-носителей.

Кислородно-водородные ЖРД безгазогенераторной схемы

Помимо ЖРД РД0120, в СССР были созданы еще два кислородно-водородных ЖРД.

Двигатель РД-56 тягой 7,5 тс был разработан Конструкторским бюро химического машиностроения (КБхиммаш им. А.М. Исаева, г. Королев Московской обл.) в начале 60-х гг. прошлого века, двигатель РД-57 тягой 40 тс — в Конструкторском бюро «Сатурн» (КБ «Сатурн», г. Москва) в те же годы. Оба двигателя создавались для лунной программы СССР и были спроектированы по схеме с дожиганием генераторного газа. Двигатель РД-56 в 90-х гг. был модифицирован в двигатель КВД1 для верхних ступеней РН, который эксплуатируется в настоящее время в составе РН *GSLV* (Индия). Работы по двигателю РД-57 были прекращены в 1970-х гг.

В рамках актуальных работ, проводимых в России и за рубежом, в настоящее время разрабатываются кислородно-водородные двигатели с замкнутой безгазогенераторной схемой (*MB60*, США–Япония; *VINCI*, Европейский Союз). В конструкции подобных двигателей реализован подогрев водорода в охлаждающем тракте камеры с целью получения высокоэффективного рабочего газа для привода турбин ТНА. Более чем сорокалетний опыт эксплуатации всех модификаций двигателя *RL-10* («Пратт-Уитни», США) доказывает, что кислородно-водородные двигатели, выполненные по безгазогенераторной схеме, наиболее полно отвечают требованиям, предъявляемым к перспективным двигателям верхних ступеней и разгонных блоков РН.

Высокие экономичность и надежность рассматриваемых двигателей достигаются прежде всего:

- невысокой температурой рабочего газа, воздействующего на сопловые аппараты и лопатки турбин ТНА;

- максимально эффективным использованием кислородно-водородного топлива.

Первой в СССР ракетостроительной фирмой, предложившей для разгонных блоков кислородно-водородный ЖРД, использующий безгазогенераторный цикл, была Ракетно-космическая корпорация «Энергия». В 1988 г. РКК «Энергия» выдала КБХА техническое задание на создание безгазогенераторного кислородно-водородного двигателя РО-95 для разгонных блоков РН «Буран-Т» и «Вулкан». В те годы единственным в мире безгазогенераторным кислородно-водородным двигателем верхних ступеней РН был двигатель *RL-10*. Кислородно-водородный двигатель РО-95 проектировался на тягу 10 тс и удельный импульс тяги 475 с. Стендовые огневые испытания РО-95 планировалось начать в 1991-92 гг. Принципиальная возможность создания двигателя базировалась на опыте КБХА в разработке кислородно-водородного двигателя РД0120 для РН «Энергия» при наличии опытного производства и действующей стендовой испытательной базы. Проведенный РКК «Энергия» и КБХА всесторонний анализ безгазогенераторной схемы показал ее очевидные конструктивные преимущества и высокую надежность [2].

Положительную роль при выборе схемы двигателя РО-95 сыграла ее новизна при разработке космической техники. В СССР до этого времени подобная схема двигателя не применялась, ее исследования и отработка не финансировались. Однако на примере летной эксплуатации двигателя *RL-10* отечественные разработчики получили экспериментальное подтверждение высокой надежности двигателя безгазогенераторной схемы. Несмотря на то, что работы по двигателю РО-95 ограничились только эскизным проектированием, этот двигатель можно считать предшественником современного первого отечественного безгазогенераторного кислородно-водородного двигателя РД0146.

Опасение потерять достигнутые результаты в освоении водородных технологий сподвигло КБХА в инициативном порядке начать работы по созданию ЖРД РД0146. При этом размерность двигателя РД0146 была принята, исходя из мирового уровня характеристик водородных двигателей верхних ступеней РН. За счет собственных средств КБХА была разработана техническая документация, развернута подготовка производства, созданы водородное производство и стенд для огневых испытаний двигателя.

С 2001 г. в КБХА начаты огневые испытания двигателей семейства РД0146, успешное проведение которых позволило подтвердить принятые конструкторско-технологические решения и предложить двигатель для использования в составе перспективных РН как отечественных, так и зарубежных разработчиков.

В 1998 г. КБХА, в соответствии с требованиями технического задания Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва), было выполнено проектирование безгазогенераторного кислородно-водородного двигателя РД0146У тягой 10 тс для верхних ступеней РН «Протон» и «Ангара». В 2002 г., согласно техническому заданию РКК «Энергия», выполнено эскизное проектирование двигателя РД0146Э тягой 10 тс для РН «Онега».

Разработка в России безгазогенераторного двигателя нового поколения вызвала интерес американской компании «Пратт-Уитни», что впоследствии привело к заключению контракта между КБХА и «Пратт-Уитни» по двигателю РД0146 [1].

Проектирование ЖРД РД0146 проведено с учетом следующих основных положений:

- максимальное использование схем и элементов конструкций агрегатов, отработанных КБХА для ранее созданных двигателей;
- применение при проектировании двигателя разработанной КБХА методики выбора основных параметров, учитывающей заданную долговечность его элементов;
- использование конструкций, ориентированных на производственную и экспериментальную базы КБХА;
- решение широкого круга задач отработки агрегатов при автономных испытаниях, включая проверку работоспособности агрегатов на натуральных компонентах топлива;
- предварительная проверка работоспособности агрегатов двигателя на натуральных компонентах при рабочих давлениях в процессе испытаний экспериментальных установок.

Одним из главных технических преимуществ ЖРД семейства РД0146 является использование двухвальной схемы ТНА, впервые реализованной в отечественном двигателе.

Основные достоинства двухвальной схемы ТНА по сравнению с одновальной — достижение максимально возможного КПД обоих ТНА и расширенные возможности оптимизации и форсирования параметров кислородного и водородного насосов. В двухвальной схеме обеспечивается возможность рациональной компоновки двигателя из-за независимого

расположения водородного и кислородного ТНА. Кроме того, двухвальная схема позволяет производить отдельно автономную отработку кислородного и водородного ТНА на рабочих средах.

Бустерные насосы обеспечивают работоспособность двигателя при давлении водорода на входе в двигатель, равном давлению насыщенных паров водорода, и при давлении кислорода, превышающем давление насыщенных паров на 0,3 бар. Водородный ТНА имеет частоту вращения свыше 123 000 об/мин, что выше частоты вращения любого ранее созданного турбонасоса. Одной из проблем создания ТНА с высокой частотой вращения является обеспечение работоспособности подшипников при их быстроходности свыше $3 \cdot 10^6$ мм·об/мин. В процессе создания двигателя были отработаны шарикоподшипники при частоте вращения 145 000 об/мин, соответствующей быстроходности $3,6 \cdot 10^6$ мм·об/мин.

Низкая напряженность турбин водородного и кислородного ТНА обеспечивается следующими факторами:

- низкой температурой рабочего газа, что позволило выполнить рабочие колеса турбины из титанового сплава, обеспечившего их высокие запасы прочности;
- равномерным температурным полем рабочего газа на входе в турбину;
- значительным снижением термических ударов, воздействующих на конструкцию турбины при запуске и выключении двигателя из-за отсутствия кратковременного повышения температуры на турбину.

Вследствие низкой температуры газа на входе в турбину, увеличение давления в камере безгазогенераторного двигателя достигается ростом степени расширения газа на турбине. Это, в свою очередь, приводит к увеличению превышения давления на выходе водородного насоса над давлением на выходе кислородного насоса и разнице в частотах вращения роторов водородного и кислородного насосов, что обеспечивает более высокую экономичность насосов. Использование в ЖРД РД0146 двухвальной схемы позволило повысить технические характеристики двигателя за счет увеличения до 80 бар давления в камере.

В целом, двигатель безгазогенераторной схемы (рис. 2) по сравнению с двигателем, имеющим газогенератор (см. рис. 1), отличается простотой конструкции (отсутствуют газогенератор и связанные с ним система поджига, агрегаты автоматики и трубопроводы) и более высокой надежностью, что подтвердили 90 холодных и огневых испытаний четырех двигателей семейства РД0146, проведенных без единой аварии.

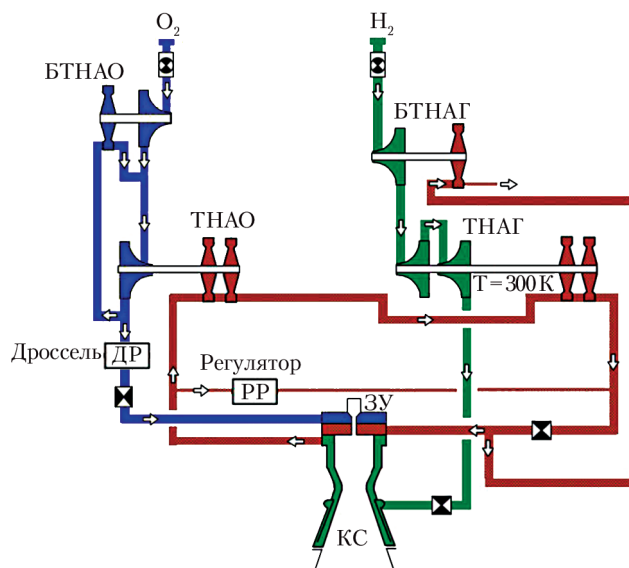


Рис. 2. Обобщенная пневмогидравлическая схема двигателей семейства РД0146: БТНАО – бустерный турбонасосный агрегат окислителя; БТНАГ – бустерный турбонасосный агрегат горючего; ТНАО (ТНА «О») – турбонасосный агрегат окислителя; ТНАГ (ТНА «Г») – турбонасосный агрегат горючего; ДР – дроссель; РР – регулятор расхода; ЗУ – запальное устройство; КС – камера сгорания

Огневые испытания двигателя РД0146 были начаты в 2001 г. Данным испытаниям предшествовали автономные доводочные испытания агрегатов и испытания экспериментальных установок на натуральных компонентах. В ходе испытаний установок с суммарной наработкой более 1 200 с были отработаны системы подачи горючего и окислителя, камера сгорания, запальник, агрегаты автоматики.

К настоящему времени проведено 72 огневых испытания двигателя, в т.ч. шесть испытаний с использованием в качестве горючего жидкого метана. Суммарная наработка двигателя составляет более 4 000 с (в т.ч. ~200 с на метане). При этом проведено 41 огневое испытание одного экземпляра двигателя с суммарной наработкой более 1 900 с.

Огневая отработка двигателя проводилась на стенде № 62 испытательного комплекса КБХА. На собственные средства в КБХА создано водородное производство, обеспечивающее в настоящее время получение жидкого водорода до 4 кг/ч. Доведение установки до проектной мощности позволит увеличить объемы производства жидкого водорода до 60 т/год.

В процессе огневых испытаний были решены основные вопросы отработки двигателя, проверена и подтверждена его работоспособность в процессе захолаживания, запуска, работы как на основном и конечном режимах, так и в процессе останова. Получены экспе-

риментальные значения параметров, позволяющие оценить процессы в двигателе, работоспособность агрегатов и двигателя в целом. Проведенные испытания позволили уточнить математические модели расчета двигателя.

Необходимо отметить создание системы аварийной защиты (САЗ) и управления, позволяющей решать задачу контроля работоспособности и управления двигателем при стендовых огневых испытаниях. Система может служить основой программного обеспечения САЗ двигателей при проведении стендовых испытаний блоков РН и базой для разработки и стендовой отработки алгоритмов бортовой САЗ.

В 2008 г. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, исходя из уточненных требований к РН, выдало КБХА техническое задание на разработку дросселированного варианта двигателя РД0146У — двигателя РД0146Д (рис. 3) тягой 7,5 тс для разгонного блока кислородно-водородного тяжелого класса РН «Ангара-А5» (ОКР «Двина-КВТК»), работы по которому успешно ведутся КБХА по настоящее время.

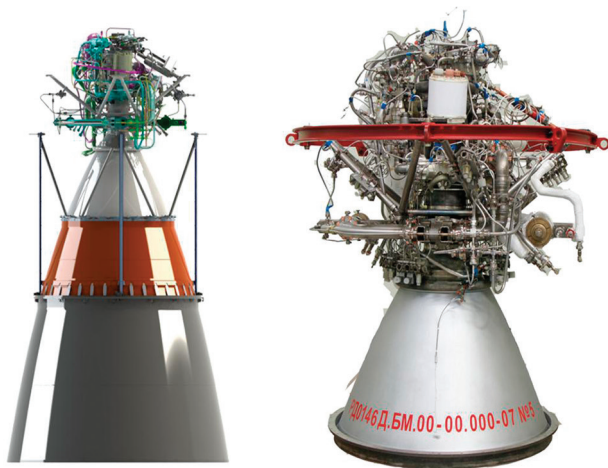


Рис. 3. Маршевый блок двигателя РД0146Д

В 2009 г. КБХА приступило к разработке эскизного проекта по двигателю РД0146 тягой 10 тс (заказчик — ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»). Технические требования к двигателю были предъявлены с учетом его использования в составе связки из четырех двигателей на блоке второй ступени вновь разрабатываемой РН среднего класса повышенной грузоподъемности для запуска с космодрома «Восточный» (ОКР «Русь-М»). Эскизное проектирование и последовавшее за ним в 2011 г. техническое проектирование были выполнены КБХА в полном объеме [3]. В РКК «Энергия» разработаны предложения по созданию экономически эффективной системы средств выведения среднего и тяжелого классов «Энергия-КВ» для запуска с космо-

дрома «Восточный» пилотируемых транспортных кораблей. В проекте вторая ступень РН представляет собой кислородно-водородный блок с двигательной установкой на основе четырех двигателей РД0146 [4].

Основные параметры двигателей семейства РД0146 представлены в табл. 2.

Таблица 2

Основные параметры двигателей семейства РД0146

Параметр	Значение	
	РД0146	РД0146Д
Тяга, тс	10	7,5
Удельный импульс тяги в пустоте, кгс·с/кг	463	470
Соотношение компонентов топлива	5,9	5,9
Давление в камере, кгс/см ²	80,8	60
Количество включений в полете	1	5
Время работы, с	560	1 350
Обороты ТНА «Г», об/мин	123 200	97 000
Обороты ТНА «О», об/мин	40 600	32 800
Диаметр среза охлаждаемого сопла, мм	960	960
Диаметр среза неохлаждаемого сопла, мм	1 250	1 950

Примечание: «Г» — горючее; «О» — окислитель.

Заключение

Разработка кислородно-водородной тематики с использованием жидких криогенных компонентов топлива, выполнение опытно-конструкторских работ по созданию двигателей на криогенных компонентах и проведение огневых стендовых испытаний не только свидетельствуют о высокой научной и инженерной квалификации любой фирмы, но и являются самым надежным способом ее развития.

В настоящее время в мире в эксплуатации и на стадии разработки находится более десяти кислородно-водородных ЖРД. В России не эксплуатируется ни одной РН с использованием жидкого водорода.

Выполнение работ высококвалифицированными специалистами, собственное производство для изготовления узлов, агрегатов и двигателя в целом, производство водорода, наличие стенда для проведения огневых испытаний на штатных компонентах, большой опыт КБХА, полученный при создании

кислородно-водородного ЖРД РД0120, и текущие работы по двигателям семейства РД0146 позволят в короткий срок разработать и ввести в эксплуатацию надежный современный кислородно-водородный ЖРД требуемой размерности для конкретной РН.

Список литературы

1. *Горохов В.Д., Ефимочкин А.Ф., Завизион Г.И., Лобов С.Д., Рачук В.С., Шостак А.В.* Разработка КБХА жидкостных ракетных двигателей и установок в период 2001–2011 гг. / Научно-технический юбилейный сборник. Воронеж: КБ химавтоматики, 2011. Т. 1. С. 37–52.

2. *Липлявый И.В., Мартыненко Ю.А., Романов В.Н., Титков Н.Е.* Двигатели РД0146 и РД0148 / Научно-технический юбилейный

сборник. Воронеж: КБ химавтоматики, 2001. С. 18–22.

3. *Гончаров Г.И., Гуртовой А.А., Липлявый И.В., Лобов С.Д., Шостак А.В.* Создание кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей семейства РД0146 для верхних ступеней и разгонных блоков перспективных ракет-носителей // Международный научный журнал «Космонавтика». 2012. № 1–2. С. 24–31.

4. *Радугин И.С.* Проект экономически эффективной системы средств выведения среднего и тяжелого классов для запусков элементов перспективной пилотируемой транспортной системы с космодрома «Восточный» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 3–13.

Статья поступила в редакцию 13.01.2014 г.