

О ПЕРСПЕКТИВНОМ ГИБРИДНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ С ВОЗМОЖНОСТЬЮ ГЛУБОКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

А.Л. Карташев, И.С. Шулев

ON THE ISSUE OF PROSPECTIVE HYBRID ROCKET ENGINE WITH THE ABILITY OF DEEP ADJUSTMENT

A.L. Kartashev, I.S. Shulev

Приведено описание новой схемы гибридного ракетного двигателя, на который подана заявка на патент на изобретение Российской Федерации («Гибридный ракетный двигатель» 02.07.2012 рег. № 2012128309 вх. № 044173).

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель (ГРД), ЖРД, РДТТ, космический аппарат, удельный импульс тяги, глубокое регулирование.

This article presents a description of a new hybrid rocket engine that is going to patented in the Russian Federation (patent application for “Hybrid rocket engine” data 02.07.2012 № 2012128309).

Keywords: hybrid rocket engine, liquid-propellant rocket engine, solid rocket engine, spacecraft, specific impulse of burn, deep adjustment.

Одной из основных проблем двигателестроения на сегодняшний день является повышение технико-экономической эффективности как средств выведения ракетных ускорителей, так и средств межорбитальной транспортировки, таких как разгонные блоки (РБ), межорбитальные буксиры, транспортные модули и т. д.

Степень их совершенства, надежность и стоимость запуска предопределяет эффективность, в первую очередь – удельную стоимость выводимого в космос полезного груза. Исходя из проблем эксплуатации современных ракет-носителей и оценки реализуемости долгосрочных космических программ, в основу формирования отечественной системы выведения положены следующие требования [1]:

- 1) поддержание на требуемом уровне надежности и безопасности пусков;
- 2) сокращение номенклатуры и унификация средств и систем выведения;
- 3) модернизация и максимальное использование задела по агрегатам, системам, производственной и стендово-экспериментальной базам, наземным комплексам;
- 4) снижение вредного воздействия системы выведения на окружающую среду (сокращение токсичных компонентов, площадей районов падения, снижение уровня техногенного засорения орбит);
- 5) создание научно-технического и технологического задела по ключевым элементам системы выведения нового поколения;
- 6) расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик, в том числе создание специальных бортовых технических средств, обеспечивающих групповые запуски космического аппарата (КА) на целевые орбиты, а также разработка конструкции РБ, позволяющей реализовать менее энергозатратные схемы выведения на геостационарную орбиту КА;
- 7) снижение удельной стоимости выведения КА.

Как показали работы разных авторов [2, 3], а также многолетние исследования, проводимые в Исследовательском центре им.М.В. Келдыша, например [1, 4], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твердом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Важно отметить, что по своим удельным энергомассовым характеристикам ГРД занимают промежуточное положение между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на криогенных

Расчет и конструирование

топливах и ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ). В то же время ГРД имеют более высокие значения удельного импульса, чем РДТТ, вследствие использования топлив с большим запасом химической энергии, но при этом одинаковых или несколько меньших значений удельного импульса, чем у ЖРД. Идеальный удельный импульс ГРД может изменяться в диапазоне от ~ 3250 м/с ($P_{кк} = 2$ МПа, $D_a = 3,5$) до ~ 3940 м/с ($P_{кк} = 10$ МПа, $D_a = 10$) в зависимости от компонентов топлива [1, 5].

Исходя из этого у ГРД по сравнению с ЖРД должна повыситься надежность вследствие отсутствия исполнительных устройств и магистралей, отвечающих за подачу и размещение второго жидкого компонента, и уменьшится стоимость разработки, производства двигательной установки в целом, а также упростится и эксплуатация.

Твердый компонент комбинированного топлива представляет собой практически инертное вещество. Его производство пожаро- и взрывобезопасно и потому является простым и дешевым. Горючее и окислитель могут изготавливаться отдельно на обычных химических заводах с помощью стандартного оборудования. В принципе комбинированное топливо может быть самым безопасным из всех высокоэнергетических топлив.

Механические свойства заряда у двигателей на комбинированном топливе могут быть значительно лучше, чем у заряда РДТТ. Дело в том, что состав последнего с целью достижения наивысшего (для данной композиции) значения удельного импульса (УИ) вводится весьма ограниченное количество горюче-связующих материалов (не более 20 %). Количество связующих веществ в заряде у двигателей на комбинированном топливе равно от 30 до 100 % и более, что обеспечивает существенное улучшение прочности, упругости и других механических свойств заряда и повышает срок его хранения без снижения кондиции.

Скорость горения заряда у двигателей регулируется в основном изменением расхода второго компонента топлива. Поэтому дефекты заряда (трещины, раковины и т. п.) не приводят ни к увеличению скорости горения, ни к неконтрольному изменению параметров процесса. Эксперименты [1] свидетельствуют, что внутри трещин, а также в местах отслоения заряда от стенок камеры сгорания процесса горения нет. Эта же особенность обеспечивает независимость параметров двигателя на комбинированном топливе от температуры окружающей среды. Слабая чувствительность рабочего процесса к давлению в камере, температуре топлива, дефектам заряда и другим технологическим эксплуатационным факторам позволяет достичь стабильности характеристик этого двигателя в различных условиях эксплуатации без термостатирования двигательной установки.

Важнейшим достоинством гибридного двигателя являются широкий диапазон регулирования модуля тяги и возможность многократного включения и выключения двигателя в процессе одного полета. Это свойство делает его наиболее пригодным для решения задач, связанных с освоением космического пространства.

Рабочий процесс двигателя на комбинированном топливе отличается высокой устойчивостью при низких давлениях $\sim 2\text{--}5$ МПа [1]. Отсутствие аномального горения и колебательных процессов в двигательной установке дополнительно повышает надежность двигателя и сокращает объем доводочных работ. Именно высокая устойчивость рабочего процесса позволяет изменять величину тяги двигателя в процессе одного запуска более чем на порядок.

Стенка камеры сгорания от воздействия нагретых газов защищена зарядом. И в зависимости от применяемого жидкого компонента топлива он может использоваться для охлаждения стенок сопла как на номинальном, так и на режиме глубокого регулирования.

Вследствие более широкого выбора компонентов комбинированные топлива выгодно отличаются (особенно от унитарных твердых топлив) небольшой стоимостью производства.

Использование ракетных двигателей на комбинированном топливе открывает широкие возможности для обеспечения экологически чистых продуктов сгорания, но существует также большой ряд нетоксичных и малотоксичных компонентов топлива.

Сроки и стоимость создания двигателя на комбинированном топливе могут быть существенно уменьшены благодаря использованию опыта ЖРД и РДТТ.

Из сказанного вытекает, что двигатель на комбинированном топливе не суммирует положительные и отрицательные качества двигателей, работающих на компонентах топлива одного агрегатного состояния, а является особым типом химических ракетных двигателей, имеющих собственные достоинства и недостатки, которые и определяют целесообразность применения этих двигателей для решения отдельных перспективных задач ракетной техники.

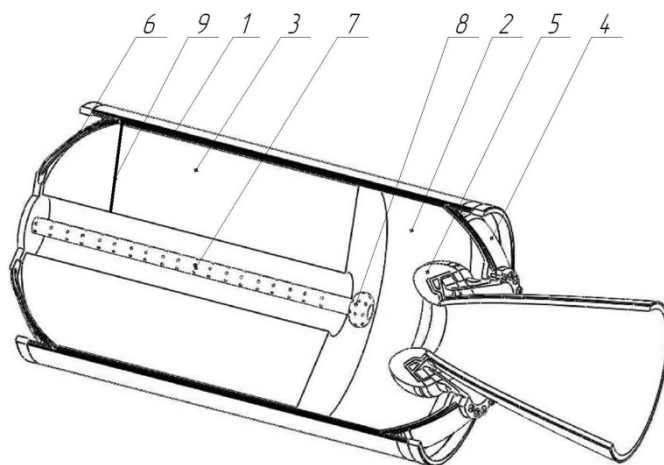
Для достижения максимальной эффективности работы ГРД требуется поддерживать на постоянном уровне такие параметры, как 1) массовый расход жидкого компонента топлива $G_{ж}$; 2) давление в камере $p_{кс}$; 3) оптимальное соотношение компонентов топлива на выходе из канала заряда K_2 .

При этом нужно решить ряд задач, которые возникают в силу зависимости скорости газификации твердого компонента топлива U_T от плотности тока продуктов сгорания (ПС) ρw в каналах заряда и давления $p_{кс}$, что характерно для ГРД. Известно, что U_T является немонотонной функцией координаты как при разгаре поперечного сечения, так и по длине канала L [1].

Существует несколько способов реализации максимальной эффективности работы ГРД. Первый способ заключается в организации профиля и формы каналов твердого компонента топлива, которые учитывают и компенсируют разгар каналов [2, 6]. Способ хорош для работы двигателя по программе на постоянном уровне тяги. При глубоком регулировании коэффициент соотношения компонентов топлива неотъемлемо будет отклоняться от оптимального значения. Второй способ заключается в организации камеры дожигания и перепуска части жидкого (газообразного) компонента между каналом заряда и камерой дожигания (см. рисунок). Этот способ и позволяет эффективно работать ГРД как на номинальном режиме, так и на режиме глубокого регулирования.

Ниже приведена предлагаемая конструктивная схема ГРД с возможностью глубокого регулирования. Рассмотрены основные принципы функционирования, применяемые конструкторские и технологические решения.

Конструкция нового гибридного ракетного двигателя: 1 – камера сгорания; 2 – камера дожигания; 3 – заряд твердого топлива; 4 – заднее днище; 5 – сопловой блок; 6 – переднее днище; 7 – цилиндрическая форсуночная головка; 8 – форсуночная головка камеры дожигания; 9 – система замера твердого компонента



Технической задачей предлагаемой конструкции ГРД является повышение энергетических характеристик ГРД как на номинальном режиме работы двигательной установки, так и на режиме дросселирования тяги, снижение конечной массы конструкции, габаритов, повышение надежности конструкции, а также повышение коэффициента заполнения топливом камеры двигателя.

Технический результат достигается тем, что конструкция гибридной ракетной двигательной установки включает в себя зарядную камеру с размещенным в ней зарядом твердого компонента топлива, по оси которого выполнен сквозной канал, форсуночную головку, систему дискретного замера уровней твердого и жидкого компонентов топлива, магистраль подачи, снабженную узлом перераспределения подаваемого компонента топлива в камеру сгорания, бак жидкого компонента топлива, элементы управления и контроля параметров.

Заряд твердого компонента топлива заполняет всю переднюю эллиптическую и цилиндрическую части камеры, кроме предсоплового объема, где организована камера дожигания продуктов сгорания. Форсуночная головка, располагающаяся в канале твердого топлива, имеет цилиндрическую форму и содержит два независимых коаксиальных канала, связанных с узлом перераспределения подаваемого компонента топлива в камеру сгорания.

Внутренний канал форсуночной головки сообщается с цилиндрической или чечевицеобразной форсуночной головкой, расположенной в продолжении цилиндрической форсуночной головки на оси камеры в центре камеры дожигания, которая отвечает за распыление перераспределенной части компонента в объеме камеры дожигания.

Расход через форсунки цилиндрической (чечевицеобразной) форсуночной головки камеры дожигания зависит от расхода распыляемого компонента через форсунки цилиндрической форсуночной головки в основной разгорающийся канал твердого топлива. А расход через форсунки цилиндрической форсуночной головки, в свою очередь, зависит от площади разгорающейся поверхности твердого компонента топлива или от воздействия со стороны системы управления.

Расчет и конструирование

Магистраль подачи жидкого компонента связана с двумя независимыми каналами форсуночной головки и соединена с системой управления подачи жидкого компонента топлива, обеспечивает перепуск части компонента топлива в камеру дожигания.

Данная конструкция позволит повысить удельные характеристики гибридного ракетного двигателя как на номинальном режиме, так и на режиме дросселирования тяги за счет перераспределения части подаваемого компонента между каналом заряда и камерой дожигания; снизить конечную массу конструкции за счет минимизации дигрессивных остатков в силу работы двигательной установки с оптимальным коэффициентом соотношения компонентов топлива на всем протяжении работы двигателя; снизить габариты, а также повысить надежность двигательной установки в силу повышения прочности и герметичности корпуса камеры сгорания за счет отсутствия пояса форсунок подачи перераспределяемого компонента в камеру дожигания, располагающихся на периферии камеры дожигания.

Расположение цилиндрической форсуночной головки с двумя независимыми коаксиальными каналами в заряженном корпусе двигателя позволит организовать доставку перераспределенной части жидкого компонента в камеру дожигания, что обеспечит работу гибридного ракетного двигателя с максимальными удельными характеристиками как на номинальном режиме, так и на режиме дросселирования тяги и позволит сохранить при этом целостность композитного корпуса в области камеры дожигания, что обеспечит сохранение максимальной прочности и герметичности по всему корпусу камеры двигателя и повышение надежности двигателя в целом.

Придание форсуночной головке цилиндрической формы позволит повысить коэффициент заполнения камеры двигателя твердым топливом за счет заполнения твердым компонентом переднего эллиптического днища, а также обеспечит подачу компонента по всей длине разгорающегося канала твердого компонента топлива, что обеспечивает лучшее смешение газифицированных компонентов топлива.

Форсуночная головка камеры дожигания, расположенная в камере дожигания, играет роль дополнительного завихрителя потока продуктов сгорания, который усиливает величину турбулизации потока и улучшает смешение продуктов сгорания за счет перпендикулярного входа подаваемого компонента относительно истекающих продуктов сгорания из канала твердого топлива в камеру дожигания, турбулизация потока, в свою очередь увеличивает степень полноты сгорания топлива, что сказывается на повышении удельных характеристик гибридного ракетного двигателя. Чечевицеобразная форсуночная головка камеры дожигания кроме вышперечисленного является еще и физическим завихрителем, отклоняющим поток продуктов сгорания от осевого направления, движущихся по каналу твердого компонента топлива, тем самым увеличивается турбулизация продуктов сгорания в камере дожигания, что сказывается на повышении удельных характеристик гибридного ракетного двигателя.

Работу гибридного ракетного двигателя (см. рисунок) можно описать следующим образом: после распыления жидкого (газообразного) компонента топлива происходит воспламенение твердого компонента топлива в камере сгорания и начинается истечение продуктов сгорания по внутреннему каналу заряда по направлению к камере дожигания, в которую поступает перераспределенная часть жидкого компонента из форсуночной головки камеры дожигания. Заряд, расположенный в камере сгорания, разгорается по внутренней поверхности, что приводит к изменению площади поперечного сечения канала $S_{\text{сеч}}$, это влияет на изменение плотности тока окислителя (соотношения расхода жидкого компонента G_1 и площади проходного сечения внутреннего разгорающегося канала $S_{\text{сеч}}$), что в свою очередь влияет на изменение расхода газифицированного горючего G_T в силу зависимости G_T от плотности тока окислителя. Система замера твердого и жидкого компонентов топлива: замеряют изменяющийся разгар канала и уровень жидкого компонента топлива, передают информацию в усилительно-преобразовательное звено, откуда обработанная информация поступает в счетно-решающее устройство, которое выдает команду исполнительному органу на перераспределение расходов G_1 и G_2 жидкого компонента топлива для поддержания постоянства расхода G_T и тяги P . Таким образом, поддерживается постоянство расхода G_T при постоянстве суммарного расхода жидкого компонента $G_{\text{сум}}$ ($G_{\text{сум}} = G_1 + G_2$), что позволяет поддерживать тягу P на постоянном уровне, а удельные характеристики двигателя – на максимальном уровне.

С помощью данной конструкции ГРД решается поставленная задача по повышению величины удельных характеристик ГРД, как на номинальном режиме, так и на режиме дросселирования

тяги, за счет перераспределения части подаваемого компонента между каналом заряда и камерой дожигания, по снижению конечной массы конструкции, за счет минимизации дигрессивных остатков в силу работы двигательной установки с оптимальным коэффициентом соотношения компонентов топлива на всем протяжении работы двигателя, как на номинальном режиме, так и на режиме дросселирования и отсутствия пояса форсунок на периферии камеры дожигания, а также по повышению надежности работы двигательной установки в силу повышения прочности и герметичности корпуса камеры за счет отсутствия пояса форсунок подачи перераспределяемого компонента в камеру дожигания, располагающегося на периферии камеры дожигания.

Технологические аспекты изготовления предлагаемого гибридного ракетного двигателя требуют более детальной и глубокой проработки. Приведенное схемное решение представляется технологичным и может быть реализовано в настоящее время. Применение вышеописанного ГРД может решить основные проблемы при создании перспективных двигательных установок космических аппаратов, требующих глубокого регулирования.

На вышеописанную конструкцию ГРД готовится к выдаче патент на изобретение (заявка на патент «Гибридный ракетный двигатель», дата 02.07.2012, рег. № 2012128309, вх. № 044173).

Литература

1. *Процессы в гибридных ракетных двигателях* / А.М. Губерт, В.В. Миронов, Р.Г. Голлендер и др.; под ред. А.С. Коротеева. – М.: Наука, 2008. – 405 с.
2. *Волков, Е.Б. Ракетные двигатели на комбинированном топливе* / Е.Б. Волков, Г.Ю. Мазинг, Ю.Н. Шишкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 184 с.
3. *Головков, Л.Г. Гибридные ракетные двигатели* / Л.Г. Головков. – М.: Воениздат, 1976. – 168 с.
4. *Hybrid rocket engines: The benefits and prospects* / N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertov et al. // *Aerospace Science and Technology*. – 2007. – Vol. 11. – P. 55–60.
5. *Иванов, Н.Н. К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах* / Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. – 2010. – № 3. – С. 50–55.
6. *Шулев, И.С. Оценочная методика проектирования зарядов типа «вагонное колесо» для гибридных ракетных двигателей на основе экспериментальных зависимостей* / И.С. Шулев // *XXVII Гагаринские чтения: сб. науч. тр. Междунар. молодежная науч. конф.: в 8 т.* – М.: Изд-во МАТИ, 2011. – С. 216–217.

Поступила в редакцию 18 сентября 2012 г.

Карташев Александр Леонидович. Доктор технических наук, профессор кафедры «Летательные аппараты и автоматические установки», Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – математическое моделирование и проектирование энергетических установок и сложных технических систем, исследование гидрогазодинамических процессов и процессов теплообмена в технических системах. Тел.: (351)267-94-61; e-mail: al_kartashev@mail.ru

Alexander L. Kartashev. The doctor of technical science, professor of aircraft department, South Ural State University. The area of scientific interests – mathematical simulation and designing of power devices and complex engineering systems, investigation of hydro-, gasdynamics processes and processes of heat transfer in engineering systems. Tel.: (351)267-94-61; e-mail: al_kartashev@mail.ru

Шулев Игорь Станиславович. Аспирант, Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – гибридные ракетные двигатели, глубокое регулирование ракетных двигателей, математическое моделирование теплофизических процессов. Тел.: (351)267-92-65; e-mail: shulev.igor@mail.ru

Igor S. Shulev. The post-graduate student, South Ural State University. The area of scientific interests – hybrid rocket engines, deep adjustment of rocket engines, mathematical modeling thermophysical processes. Tel.: (351)267-92-65; e-mail: shulev.igor@mail.ru