

## УДК 629.7

**Семенов К. И.** канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотрудник Проблемной лаборатории физики аэродисперсных систем, Одесский национальный университет им. И.И. Мечникова, Одесса, Украина, e-mail: semenovki@onu.edu.ua;

**Копейка А. К.** канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры общей и химической физики, Одесский национальный университет им. И. И. Мечникова «Одесский национальный университет», Одесса, Украина, e-mail: kopyuka@onu.edu.ua

## ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

*Предлагается новый гибридный (комбинированный) ракетный двигатель, на который получен патент Украины («Спосіб комбінунання реактивного і прямооточного повітряно-реактивного двигунів». 25.08.2015 №100987). Обсуждаются некоторые аспекты его конструкции и работы в сравнении с аналогами. Показано, что наилучшим, с точки зрения простоты реализации, способом достижения необходимой степени оптимальности является механическое отделение части реактивной струи реактивного двигателя от рабочего объёма прямооточно-реактивного двигателя, расположенного соосно с первым с возможностью регулировки воздуха и инжектирующей части струи реактивного двигателя путём введения в конструкцию гибридного двигателя заслонок.*

**Ключевые слова:** реактивный двигатель, прямооточный реактивный двигатель, гибридный реактивный двигатель, ракетный двигатель, гибридный ракетный двигатель.

### Введение

Одной из основных проблем двигателестроения на сегодняшний день является повышение технико-экономической эффективности ракетных двигателей.

Степень их совершенства, надежность и стоимость запуска определяют эффективность, в первую очередь – удельную стоимость выводимого в космос полезного груза, дальность полёта (для ракет ПВО в том числе). Исходя из проблем эксплуатации современных ракет, в основу формирования системы выведения можно положить, в частности, такой ряд требований [1]:

- снижение вредного интегрального воздействия системы выведения на окружающую среду (в том числе при подготовке окислителя);
- создание научно-технического и технологического задела по ключевым элементам системы выведения нового поколения;
- расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик двигателей;
- разработка конструкции ракетных двигателей, позволяющая реализовать менее энергозатратные схемы полёта ракет;
- снижение удельной стоимости выведения космических аппаратов.

Как показали работы разных авторов [2, 3], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твёрдом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Потребителями предлагаемого гибридного двигателя могут быть космические агентства и

структуры, занимающиеся обеспечением противовоздушной обороны.

Целью данной работы является анализ работы и конструкции разработанного гибридного реактивного-прямоточного реактивного двигателя.

### Постановка задачи

Поскольку полные технический и физико-математический анализ работы любого двигателя может занять множество томов, то в данной работе авторы поставили более скромные задачи:

- выявление одного из недостатков аналогов предлагаемого ГРД;
- качественный анализ предлагаемого технического решения.

### 1. Аналоги предлагаемого гибридного двигателя

Существует целый ряд аналогов предлагаемого ГРД. Например, в [4], (рис. 1), комбинированный ракетный двигатель содержит прямооточный воздушно-реактивный двигатель 1 и ракетный двигатель 2. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 состоит из входного устройства 3, камеры 4 дожигания и выходного устройства 5, расположенных друг за другом. Он содержит также ёмкость 6 с горючим и систему подачи горючего, например, состоящую из газогенератора 7, органов 8 управления, магистралей 9, осуществляющих подачу газа на наддув ёмкости 6 с горючим, в которой расположена разделительная (эластичная) мембрана 10, магистралей 11, сообщающих ёмкость 6 с горючим с форсуночными устрой-

ствами 12. В магистралях 11 установлены запорные и регулирующие устройства 13, с помощью которых осуществляется изменение подачи горючего в камеру дожигания. Ракетный двигатель 2 содержит камеру 14 сгорания, в которой размещён заряд твёрдого топлива, например, обогащённый горючим. Выходное устройство ракетного двигателя 2 содержит, например, четыре газовада 15, выполненных в виде сопла Лавала с неполным профилем расширяющейся части с одной стороны, т.е. сопла Лавала с наклонным к продольной оси выходным сечением, точка пересечения, оси которого с минимальной образующей профиля раструба размещена в плоскости входа камеры 4. На входе газовада 15 расположено форсуночное устройство 12 в виде кольцевой щели. При этом каждый газовад 15 содержит узел 16 вращения, который обеспечивает вращение вокруг продольной оси, для чего на наружной поверхности расширяющейся части выполнено зубчатое колесо 17, передающее вращение газоходу 15 от автономного источника 18 вращения.

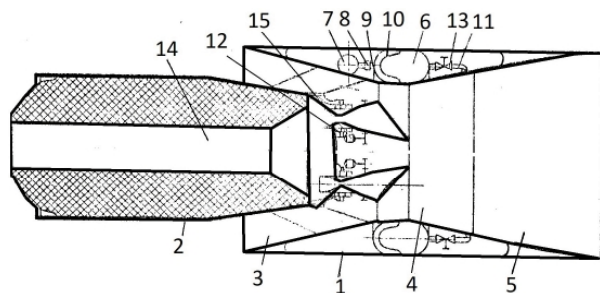


Рис. 1. Устройство ГРД по [4]

При запуске ракетного двигателя продукты неполного сгорания поступают по газоходам 15 в камеру 4 прямоточного воздушно-реактивного двигателя 1, где перемешиваются с поступающим через входное устройство 3 воздухом. Для смещения двух сверхзвуковых химически реагирующих потоков, организуют движение их путём пересечения линий тока. Высокоэнергетический высокотемпературный поток из четырех газоходов 15 разворачивается в сторону неполного профиля расширяющейся части сопла Лавала, пересекая линии тока воздушного потока соосного каналу газохода 15. С увеличением скорости воздушного потока на входе в прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 и степени обогащённой горючим снижается, поэтому для повышения эффективности смещения осуществляют вращение турбулизатора вокруг своей продольной оси. Турбулизация усиливается не только за счёт пересечения линий тока высокотемпературного потока из камеры 14 сгорания с воздушным потоком, но и при периодическом (в зависимости

от угла поворота газоходов 15) взаимодействии высокотемпературных потоков из камеры 14 сгорания между собой, находясь одновременно в воздушном потоке камеры 4 дожигания, что способствует увеличению эффективности смешения и уменьшению времени для завершения процесса полного сгорания в камере 4. С дальнейшим увеличением сверхзвуковой скорости набегающего воздушного потока время пребывания реагирующих компонентов потоков в камере 4 уменьшается. В этом случае создаётся неоднородность поля концентрации в поперечном сечении высокотемпературного потока при движении по газоходу 15 путём уменьшения продуктов неполного сгорания в ядре потока и увеличение их на периферии потока. Из ёмкости 6 с горючим по магистрали 11 подаётся жидкий компонент (горючее) в форсуночное устройство 12. При вращении газовада 15 жидкий компонент под действием центробежных сил прижимается к внутренней поверхности газовада, взаимодействуя с дозвуковым высокотемпературным потоком, испаряется, образуя тонкий газовый слой по периферии высокотемпературного потока в поперечном сечении, содержащий избыточность горючих компонентов. Длина дозвуковой части газовада 15 выбирается из условия завершения процесса испарения до минимального сечения газовада 15, а величина расхода жидкого компонента регулируется устройством 13 в зависимости от изменения величины и направления вектора скорости набегающего воздушного потока. Взаимодействие воздушного потока с высокотемпературным потоком, имеющим в поперечном сечении неоднородность поля концентраций компонентов горючего, способствует уменьшению времени, потребного для завершения цепного механизма химических превращений в камере 4 прямоточного воздушно-реактивного двигателя 1. Продукты полного сгорания из камеры 4 поступают в выходное устройство 5, где, расширяясь, преобразуют тепловую энергию потоков в кинетическую энергию струи комбинированного ракетного двигателя.

Другой вариант ГРД приведён в [5] и состоит из прямоточного воздушно-реактивного двигателя с камерой дожигания, ракетного двигателя твёрдого топлива, камера сгорания которого соединена с камерой дожигания газовадами, и устройства регулирования расхода продуктов сгорания.

Еще один аналог [6] содержит обечайку, внутри которой с кольцевым зазором, образующим воздухозаборник, установлен газогенератор с зарядом твёрдого топлива, на переднем днище которого размещён сопловый блок.

Указанные, и другие, ГРД не обеспечивают оптимальных энергетических характеристик из-за характерной конструкции ГРД. Неактивное смешение сверхзвуковой струи реактивного двигателя с инжектируемым [7] воздухом в диффузоре приводит к движению ядра сверхзвуковой струи без эффективной передачи кинетической энергии инжектируемому воздуху (при увеличении отношение осевой скорости к средней на входном сечении диффузора с 1 до 4,8 коэффициенту полезного действия диффузора снижается с 0,9 до 0,38 согласно [8]. При этом падает и тяга и коэффициент полезного действия [9], что является недостатком перечисленных конструкций ракетно-прямоточных двигателей. Другим недостатком является то, что смешивание реактивной струи с инжектируемым воздухом и парами топлива в камере сгорания приводит к относительному обеднению смеси окислителем, локальному нарушению стехиометрии, выносу ещё не сгоревшей смеси из зоны горения, а, следовательно, к нарушению горения, что проиллюстрировано на рис. 2. Все это приводит к снижению эффективности работы ГРД.

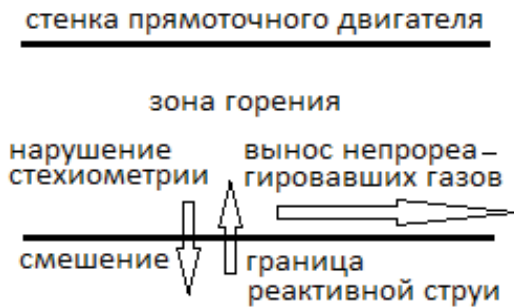


Рис. 2. Схематическое изображение паразитных процессов в ГРД

Таким образом, у всех перечисленных (и других) аналогов реактивная струя, проходя через объем прямоточного двигателя, нарушает его работу.

## 2. Гибридный двигатель с отделённой реактивной струёй

Схематическое изображение [10] устройства предлагаемого ГРД представлено на рис. 3.

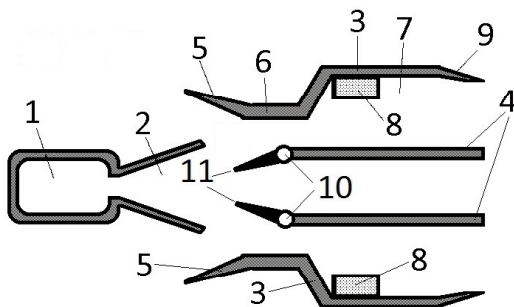


Рис. 3. Устройство ГРД с отделённой реактивной струёй

Двигатель состоит из камеры сгорания 1 и сопла Лавалья 2, к которым с помощью кронштейнов (на рисунке не показаны) крепится обечайка 3, внутри которой, и совместно с ней, с помощью радиальных перегородок (на рисунке не показаны) закреплена обечайка 4. Обечайка 3 имеет такую форму, что вблизи сопла 2 она имеет инжекционный конус 5, камеру смешения 6, камеру сгорания 7 топлива 8 (на рис.3 показано твёрдое топливо, но в камеру может через специальные форсунки подаваться топливо и в другом агрегатном состоянии) и сопло 9. Элементы 4, 6, 7, 8, 9 образуют прямоточный реактивный двигатель. На шарнирах 10 по периметру обечайки 4 прикреплены пластины 11, которые регулируют степень инжекции реактивной струи.

Реактивная струя после выхода из сопла 2 делится пластинами 11 на две части. Внутренняя часть реактивной струи проходит внутри обечайки 4, и создаёт основную тягу, а его внешняя часть попадает в промежуток между обечайками 3 и 4 и служит инжектируемой средой для воздуха, который подсасывается через инжекционный конус 5. По мере увеличения скорости ракеты степень инжекции реактивной струи пластинами 11 уменьшают, поскольку возрастает напор набегающего воздуха.

На рис. 4 схематично, по аналогии с рис. 2, показаны следствия введения разделительного цилиндра (обечайки).

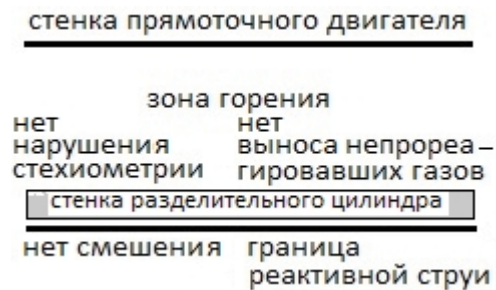


Рис. 4. Фрагмент выходного эффекта устройства быстрого поиска [3]

## Заключение

Современный этап развития ракетных двигателей характерен как поиском путей удешевления стартов ракет, так и совершенствованием существующих.

Существует довольно широкий класс потребителей таких ГРД, от космических кораблей до ПЗРК военного назначения.

Показано, что наилучшим, с точки зрения простоты реализации, способом достижения оптимальной работы комбинированного прямоточного двигателя является отделение его рабочего объема от реактивной струи и применение регулировки входного потока воздуха



и инжектирующей части струи реактивного двигателя.

Очевидно, предлагаемый ГРД требует дополнительных физико-математических расчетов, как рабочих режимов, так и конструктивных элементов, а также экспериментальных исследований.

### Литература

1. Процессы в гибридных ракетных двигателях [Текст] / А. М. Губертов, В. В. Миронов, Р. Г. Голлендер и др.; под ред. А. С. Коротева. – М.: Наука, 2008. – 405 с.

2. Головкин Л. Г. Гибридные ракетные двигатели [Текст] / Л. Г. Головкин. – М.: Воениздат, 1976. – 168 с.

3. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects [Text] / N. A. Davydenko, R. G. Gollender, A. M. Gubertov et al. // Aerospace Science and Technology. – 2007. – Vol. 11. – P. 55–60.

4. Комбинированный ракетный двигатель [Текст]: пат. 1734442 Рос. Федерация : МПК7 F02K7/18 / Осипов Е. С., Демидов Г. В., Глебов Г. А.; заявитель и патентообладатель Казанский государственный технический университет им. А.Н.Туполева. – №4781462/23; заявл. 15.01.1990; опубл. 27.01.1995. Бюл. №23 (II ч.). – 3 с.: ил.

5. Haehnel Thomas. Einrichtung zum Steuern der Strömungsquerschnitte von Kanälen, insbesondere von Gasleitrohren eines Raketen-Staustriebwerks [Text]. Patent DE №3005864, 1981.

6. Tanter Gerard Jean Le, Luscan Bernard Aphonse. Ensemble propulsif pour missile statoreacteur a propulseur d'acceleration integer [Text]. Patent FR №2549146, 1985.

7. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович. – М.: «Наука», 1976. – 491 с.

8. Соколов Е. Я. Струйные аппараты [Текст] / Е. Я. Соколов, Н. М. Зингер. – М.: Энергоатомизда, 1989. – 71 с.

9. Стечкин Б. С. Избранные труды: Теория тепловых двигателей [Текст] / Б. С. Стечкин. – М.: Физматлит, 2001. – 99 с.

10. Спосіб комбінування реактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів [Текст]: пат. 100987 Україна : МПК7 F02K 7/18 / Семенов К. І.; заявитель и патентообладатель Одесский национальный университет имени И.И. Мечникова. – №u201413473; заявл. 15.12.2014; опубл. 25.08.2015. Бюл. №16. – 3 с.: ил.

Поступила в редакцию 20.06.2018

### К.І. Семенов, О.К. Копейка. Гібридний ракетний двигун

*Пропонується новий гібридний (комбінований) ракетний двигун, на який отримано патент України («Спосіб комбінування реактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів». 25.08.2015 №100987). Обговорюються деякі аспекти його конструкції і роботи в порівнянні з іншими аналогами. Показано, що найкращим, з точки зору простоти реалізації, способом досягнення необхідного ступеня оптимальності є механічне відділення частини реактивного струменя реактивного двигуна від робочого об'єму прямоточно-реактивного двигуна, розташованого коаксіально з першим, з можливістю регулювання потоку повітря та частини струменя реактивного двигуна що інжектуються, шляхом введення в конструкцію гібридного двигуна заслінок.*

**Ключові слова:** реактивний двигун, прямоточний реактивний двигун, гібридний реактивний двигун, ракетний двигун, гібридний ракетний двигун.

### К.І. Semenov, A.K. Kopyka. Hybrid rocket engine

*The new hybrid (combined) rocket engine on which it is taken out a patent Ukraine is offered ("A way of combination jet i uniflow it is air - jet engines". 25.08.2015 No. 100987). Some aspects of its design and work in comparison with analogs are discussed. Shortcomings of analogs which do not provide optimum power characteristics because of their reference design are noted. Inactive mixture of a supersonic backwash with the injected air in the diffuser leads to driving of a core of a supersonic stream without efficient transfer of a kinetic energy to the injected air. At the same time both the draft and an efficiency falls. Other shortcoming is that interfusing of a jet stream with the injected air and vapors of fuel in a combustor leads to local violation of stoichiometry, to carrying out of yet not burned down mix from the combustion zone, and, therefore, to combustion violation that in total leads to decrease in overall performance of the engine. It is shown that the best, from the point of view of simplicity of realization, way of achievement of necessary degree of optimality of operation of the hybrid engine, is the mechanical separation of a part of a jet backwash from displacement volume of the uniflow jet located coaxially with the first with a possibility of adjustment of air and the injecting part of a backwash by introduction to a design of the hybrid engine of valves. Such division of the main volume of a jet stream of a uniflow jet, jet from displacement volume, promotes lack of carrying out of the unreacted gases*

*adjacent to a jet stream of a jet, from the combustion zone of the uniflow engine (because of injection). Besides, the dividing wall promotes preservation of stoichiometry of mix fuel - oxidizer in the combustion zone of displacement volume of a uniflow jet. The existing modern ceramic refractory materials (on the basis of carbides, nitrides, oxides of metals and nonmetals) already allow to enable technically the realization of the offered design of the hybrid engine. The offered engine promotes the solution of one of the main problems of engine-building today, namely a problem increase in technical and economic effectiveness of rocket engines.*

**Key words:** jet engine, direct-flow jet engine, hybrid jet engine, rocket engine, hybrid rocket engine.

## References

1. Processy v gybrydnyx raketnyx dvygatelyax [Processes in hybrid rocket engines] / A. M. Gubertov, V. V. Myronov, R. G. Gollender y dr.; pod red. A. S. Koroteeva. – M.: Nauka, 2008. – 405 p.
2. Golovkov L. G. Gybrydnye raketnye dvygately [Hybrid rocket engines] / L. G. Golovkov. – M.: Voeny'zdat, 1976. – 168 p.
3. 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.
4. Kombynyrovannyj raketnyj dvygatel' [Combined rocket engine]: pat. 1734442 Ros. Federacyya: MPK7 F02K7/18 / Osypov E.S., Demydov G.V., Glyebov G.A.; zayavitel' y patentoobladatel' Kazanskyj gosudarstvennyj texnychesky'j unyversytet ym. A.N. Tupoleva. – # 4781462/23 ; zayavl. 15.01.1990; opubl. 27.01.1995, Byul. # 23 (II ch.). – 3 s.: yl.
5. Haehnel Thomas. Einrichtung zum Steuern der Strömungsquerschnitte von Kanälen, insbesondere von Gasleitrohren eines Raketen-Staustrahltriebwerks [Device for controlling the flow cross sections of channels, in particular gas guide tubes of a rocket ramjet]. Patent DE №. 3005864, 1981.
6. Tanter Gerard Jean Le, Luscan Bernard Aphonse. Ensemble propulsif pour missile statoreacteur a propulseur d'acceleration integer [Propulsion unit for statoreactor missile with integral acceleration thruster]. Patent FR №. 2549146, 1985.
7. Abramovy'ch G. N. Prykladnaya gazovaya dynamyka [Applied gas dynamics] / G. N. Abramovych. – M.: «Nauka», 1976. – 491 p.
8. Sokolov E. Ya. Strujnye apparaty [Inkjet devices] / E. Ya. Sokolov, N. M. Zinger. – M.: Yenergoatomyzda, 1989. – 71 p.
9. Stechkyn B. S. Yzbrannye trudy: Teoryya teplovyx dvygatelej [Selected Works: Theory of Heat Engines] / B. S. Stechkyn. – M.: Fyzmatlyt, 2001. – 99 p.
10. Sposib kombinuvannya reaktyvnogo i pryamotochnogo povitryano-reaktyvnogo dvyguniv [A method of combining reactive and direct-current air-jet engines]: pat. 100987 Ukrayna: MPK7 F02K 7/18 / Semenov K. I.; zayavitel' y patentoobladatel' Odesskyj nacyonalnyj unyversytet ymeny Y.Y. Mechnykova. – # u201413473; zayavl. 15.12.2014; opubl. 25.08.2015, Byul. # 16. – 3 s.: yl.