

УДК 533.6;544.332

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИБРИДНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д. Коморник, А. Гани

Технион — Израильский технологический институт, 32000 Хайфа, Израиль, danielkomornik@hotmail.com

Представлен анализ возможностей и выполнено экспериментальное исследование гибридного газогенератора для использования в ракетно-прямоточном двигателе. Такая система имеет ряд преимуществ в части безопасности, технических характеристик, стоимости, доступности топливных компонентов, надежности хранения и управления тягой. Комбинация парафинового воска и кислорода в газогенераторе обеспечивает высокую скорость эрозии и малое соотношение расхода окислителя к топливу (на уровне 0.14 по сравнению со стехиометрическим соотношением 3.4). Полученная зависимость скорости выгорания горючего от удельного расхода окислителя демонстрирует главное преимущество рассматриваемого типа газогенератора в плане динамического регулирования скорости горения по сравнению с классическим твердотопливным газогенератором, где требуется механически воздействовать на сопло для изменения давления в камере и соответствующего изменения скорости горения. Сравнение характеристик ракетно-прямоточного двигателя (с различными видами окислителя) и классического прямоточного воздушно-реактивного двигателя показывает более высокую удельную тягу первого типа двигателя и более высокий удельный импульс — для второго.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, газогенератор, ракетно-прямоточный двигатель.

DOI 10.15372/FGV20170306

ВВЕДЕНИЕ

Силовые установки для исследования диапазона средних и высоких скоростей полета представлены ракетными и прямоточными (воздушно-реактивными) двигателями.

Прямоточные двигатели имеют более высокие удельный импульс и энергетические характеристики, а следовательно, более длительное время работы и большую дальность полета по сравнению с ракетными двигателями при одинаковом количестве горючего [1].

Ракетно-прямоточные двигатели представляют собой разновидность прямоточных двигателей и отличаются тем, что несут небольшое количество окислителя на борту. Такие двигатели имеют две камеры сгорания: камера сгорания газогенератора, где горит топливо с небольшим количеством окислителя, образуя газообразные продукты сгорания с большим содержанием горючего; камера сгорания прямоточного двигателя, где обогащенные топливом продукты сгорания из первой камеры смешиваются и сгорают в

потоке воздуха, поступающего из атмосферы через воздухозаборники.

Важным преимуществом ракетно-прямоточных двигателей является их более высокая удельная тяга по сравнению с другими типами прямоточных двигателей. И хотя их удельный импульс ниже, чем у обычных прямоточных двигателей, он, тем не менее, существенно превосходит удельный импульс классических ракетных двигателей. Эти и другие особенности ракетно-прямоточных двигателей рассмотрены в [2].

Обычные ракетно-прямоточные двигатели используют твердотопливные газогенераторы, работающие на богатых горючим топливах. В данной статье исследуется концепция гибридного газогенератора, который характеризуется повышенной безопасностью (благодаря разделению расположению горючего и окислителя), доступностью топливных компонентов, а также лучшими тяговыми характеристиками и простым управлением тягой. Ракетно-прямоточные двигатели с гибридным газогенератором теоретически исследованы в [3]. Схема такого двигателя представлена на рис. 1.

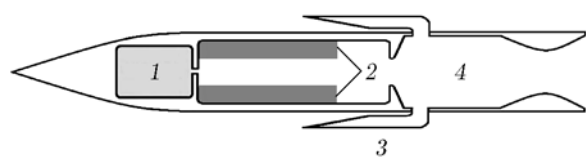


Рис. 1. Схема ракетно-прямоточного двигателя с гибридным газогенератором:

1 — окислитель, 2 — твердое топливо, 3 — воздухозаборник, 4 — камера сгорания

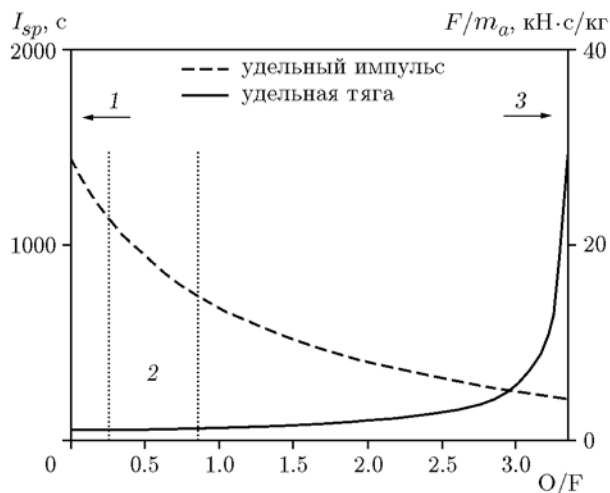


Рис. 2. Удельный импульс и удельная тяга в зависимости от отношения окислителя к топливу в газогенераторе для различных видов силовых установок (прямоточные двигатели (1), типичный диапазон работы ракетно-прямоточных двигателей (2), классические ракетные двигатели (3)) при полете со скоростью $M = 2.5$ на высоте 3 км

Для лучшего понимания преимуществ ракетно-прямоточного двигателя на рис. 2 приведены расчетные данные по удельному импульсу и по удельной тяге различных силовых установок при числе Маха полета $M = 2.5$ на высоте 3 км в зависимости от соотношения окислитель/топливо в газогенераторе (O/F). Прямоточные двигатели, которые не имеют окислителя на борту, представлены в левом углу графика при соотношении $O/F = 0$, в то время как ракетные двигатели со стехиометрическим соотношением горючего и окислителя располагаются в крайнем правом углу графика. Ракетно-прямоточные двигатели находятся между прямоточными и ракетными двигателями. Следует отметить, что они обеспечивают высокие тяговые характеристики в более узком диапазоне, как указано на рисунке. В расчетах

учитывалось неполное сгорание парафинового воска и газообразного кислорода в гибридном газогенераторе с последующим догоранием в камере сгорания в воздушной среде.

Тяга рассчитывалась как разность между потоками импульса выходящей и входящей в двигатель струи при упомянутых выше условиях полета и изменяемой геометрии сопла. Предполагалось, что воздух, поступающий в камеру сгорания, доводит продукты сгорания из газогенератора до стехиометрического соотношения. Рассчитанные значения удельной тяги и импульса соответствуют этим рабочим параметрам.

На рис. 2 видно, что максимально возможное значение удельного импульса достигается при малом количестве окислительных компонентов на борту. Очевидно, что для преодоления аэродинамического сопротивления при желаемой скорости полета должен быть обеспечен определенный уровень удельной тяги. В таких случаях оптимальным может оказаться ракетно-прямоточный двигатель. Увеличение соотношения O/F в газогенераторе уменьшает удельный импульс и в то же время увеличивает удельную тягу.

ГИБРИДНЫЙ ГАЗОГЕНЕРАТОР

Гибридный газогенератор, по сравнению с твердотопливным, имеет ряд преимуществ, в частности более простое управление расходом горючего и повышенную надежность. Доступность горючего и окислителя являются одним из важных обстоятельств при проведении лабораторных исследований. В твердотопливных газогенераторах расход обогащенных топливом продуктов сгорания регулируется путем изменения критического сечения выходного сопла, что приводит к соответствующему изменению давления в камере сгорания. Создание устройства для такого регулирования, работающего в высокотемпературном потоке, представляет собой сложную техническую проблему. Вдобавок, для получения требуемого диапазона регулирования расхода диапазон регулирования давления должен быть достаточно широким, что следует из типичной зависимости скорости горения от давления p :

$$r_b = ap^n \quad (1)$$

($a = \text{const}$), что еще более усложняет инженерные проблемы (см. [4, гл. 11]).

Термодинамические характеристики ракетно-прямоточного двигателя

Окислитель	O/F	T_c , К	f	C^* , м/с	u_e , м/с	I_{sp} , с	ρI_{sp} , г·с/см ³	F/\dot{m}_a , Н·с/кг
—	0	2463	0.07	1299	1665	1440	1201	956
O ₂	25:75 = 0.33	2536	0.10	1325	1691	1059	964	1039
	40:60 = 0.67	2612	0.14	1352	1718	828	792	1137
N ₂ O	25:75 = 0.33	2490	0.09	1309	1675	1100	894	1009
	40:60 = 0.67	2517	0.12	1318	1684	896	717	1066
H ₂ O ₂	25:75 = 0.33	2496	0.09	1316	1678	1095	1082	1015
	40:60 = 0.67	2528	0.12	1333	1691	886	957	1078

В то же время расходом горючего в гибридном газогенераторе можно управлять путем изменения массового расхода (G_{ox}) газообразного окислителя, отнесенного к площади поперечного сечения отверстия в трубчатом заряде горючего в газогенераторе, в соответствии с эмпирической зависимостью (см. [4, гл. 15])

$$r_b = bG_{ox}^n \quad (2)$$

($b = \text{const}$). Управление этим параметром представляет собой более простую задачу для широкого диапазона условий и не требует наличия регулирующих устройств в высокотемпературном потоке, вытекающем из газогенератора. Кроме того, при условии, что поток продуктов сгорания в гибридном газогенераторе не зависит от площади сопла и давления, генератор может работать при дозвуковом течении в сопле.

Для исследования гибридного газогенератора в настоящей работе было выбрано парафиновое топливо, имеющее высокую скорость горения, с малым количеством окислителя, в отличие от переобогащенных по топливу твердотопливных составов. В качестве окислителя взят газообразный кислород, который может легко использоваться в лабораторных условиях. Для некоторых практических приложений предпочтителен окислитель, который более удобен в хранении, например, закись азота или перекись водорода. В таблице приведены термодинамические характеристики ракетно-прямоточных двигателей на основе парафина и кислорода, полученные расчетами по программам [5] и [6]. Здесь T_c — теоретическое значение температуры в камере сгорания, f — массовое отношение горючего и воздуха в прямоточном двигателе (топливо включает в себя окислитель, используемый в газогенераторе),

C^* — характеристическая скорость, u_e — скорость газа на выходе из сопла, ρI_{sp} — удельный объемный импульс, I_{sp} — удельный импульс, ρ — плотность, F/\dot{m}_a — удельная тяга. Как и ранее, все вычисления проведены при скорости полета $M = 2.5$ и высоте 3 км. Плотность жидких окислителей составляет 0.75 г/см³ для закиси азота, 1.45 г/см³ для перекиси водорода, 1.141 г/см³ для жидкого кислорода.

Из таблицы видно, что обычный прямоточный двигатель (без окислителя на борту) дает лучшие энергетические характеристики по параметрам I_{sp} и ρI_{sp} . Однако удельная тяга такого двигателя заметно меньше, чем у ракетно-прямоточных двигателей с разными окислителями. Среди ракетно-прямоточных двигателей с одним и тем же соотношением O/F в газогенераторе перекись водорода и закись азота дают более высокий удельный импульс, но меньшую удельную тягу по сравнению с двигателями на чистом кислороде. Такую ситуацию можно предсказать, имея в виду, что названные окислители содержат дополнительные элементы и это уменьшает количество кислорода при заданной массе окислителя. Следовательно, в камере сгорания двигателя потребуется большее количество воздуха и удельный импульс возрастет.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПРОЦЕДУРА ИСПЫТАНИЙ

Схема экспериментальной установки показана на рис. 3. Установка состоит из емкости с кислородом, емкости с этиленом для воспламенения, трубопроводов, электрических клапанов, измерительных датчиков и устройства для измерения давления, тяги и расхода кислорода. Вдобавок гибридный газогенератор имеет до-

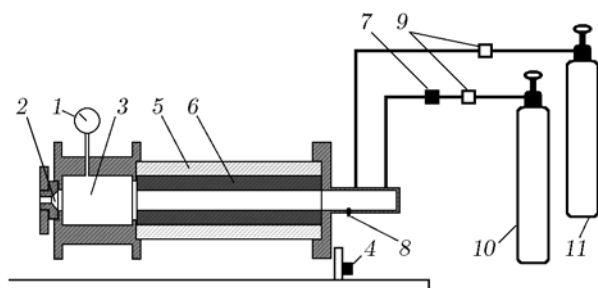


Рис. 3. Схема экспериментальной установки для испытаний гибридного газогенератора:

1 — водоохлаждаемый датчик давления, 2 — сопло, 3 — камера смешения, 4 — измерение тяги, 5 — контейнер из ПММА, 6 — парафиновый воск, 7 — расходомер, 8 — электрическая свеча, 9 — электрические клапаны, 10 — емкость с кислородом, 11 — емкость с этиленом

полнительную камеру смешения, которая обеспечивает более полное завершение реакций.

Расход кислорода определялся по формулам для звукового сопла:

$$\dot{m} = \frac{A_t p}{\sqrt{T}} \sqrt{\frac{\gamma}{R/M}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-(\gamma+1)/(2(\gamma-1))}, \quad (3)$$

где A_t — критическая площадь сечения отверстия, p , T — давление и температура в емкости с кислородом, γ — показатель адиабаты, R — универсальная газовая постоянная, M — молекулярная масса кислорода.

Использование звукового сопла исключает влияние давления ниже по течению и позволяет сделать расход зависящим только от давления в емкости кислорода. Принятая схема отличается от случая истечения через дозвуковое сопло, когда давление ниже по потоку влияет на расход окислителя, как описано в работе [7]. Все измерения выполнялись с использованием компьютеризированной системы сбора информации.

Образец горючего представлял собой цилиндр с отверстием по оси, через которое протекал окислитель (газообразный кислород). Использовался парафиновый воск PW-624 (производство фирмы НВО — Vazan Group, Израиль).

Образец приготавливался путем заливки расплавленного парафина в цилиндрические кассеты длиной 190 и 380 мм из акрилового материала (ПММА) с металлическим стержнем, установленным по центру, который создавал цилиндрический канал диаметром 20 мм.

Воспламенение горючего обеспечивалось путем впрыска этилена на доли секунды с последующим воспламенением смеси этилена и кислорода при помощи электрической свечи зажигания. Масса израсходованного горючего определялась путем взвешивания заряда до и после огневого испытания.

Средний массовый расход горючего вычислялся путем деления убыли массы образца на время эксперимента (обычно ≈ 5 с). Зная начальный диаметр цилиндрического отверстия и плотность горючего, можно получить средний диаметр отверстия в конце эксперимента и тем самым вычислить среднюю скорость уноса горючего.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

На основании описанной выше процедуры было выполнено свыше 60 опытов с горением для определения скорости уноса выбранного горючего. Каждый эксперимент выполнялся с новым топливным образцом.

Экспериментальные результаты, представленные на рис. 4, позволяют ввести следующую эмпирическую корреляционную зависимость для скорости уноса горючего PW-624 в зависимости от массового потока окислителя:

$$r_b = 0.15 G_{ox}^{0.6}, \quad (4)$$

r_b — [мм/с], G_{ox} — [кг/(м²·с)]. Эксперименты планировалось выполнять при давлении в камере сгорания около 8.3 атм, что соответствует

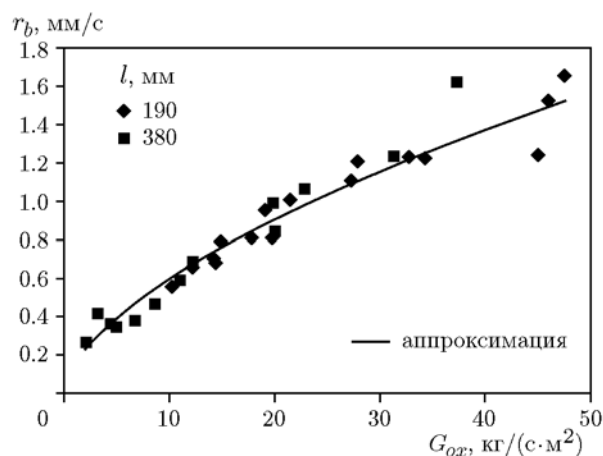


Рис. 4. Скорость уноса горючего при использовании в качестве топлива парафина PW-624 с кислородом в зависимости от плотности потока массы окислителя

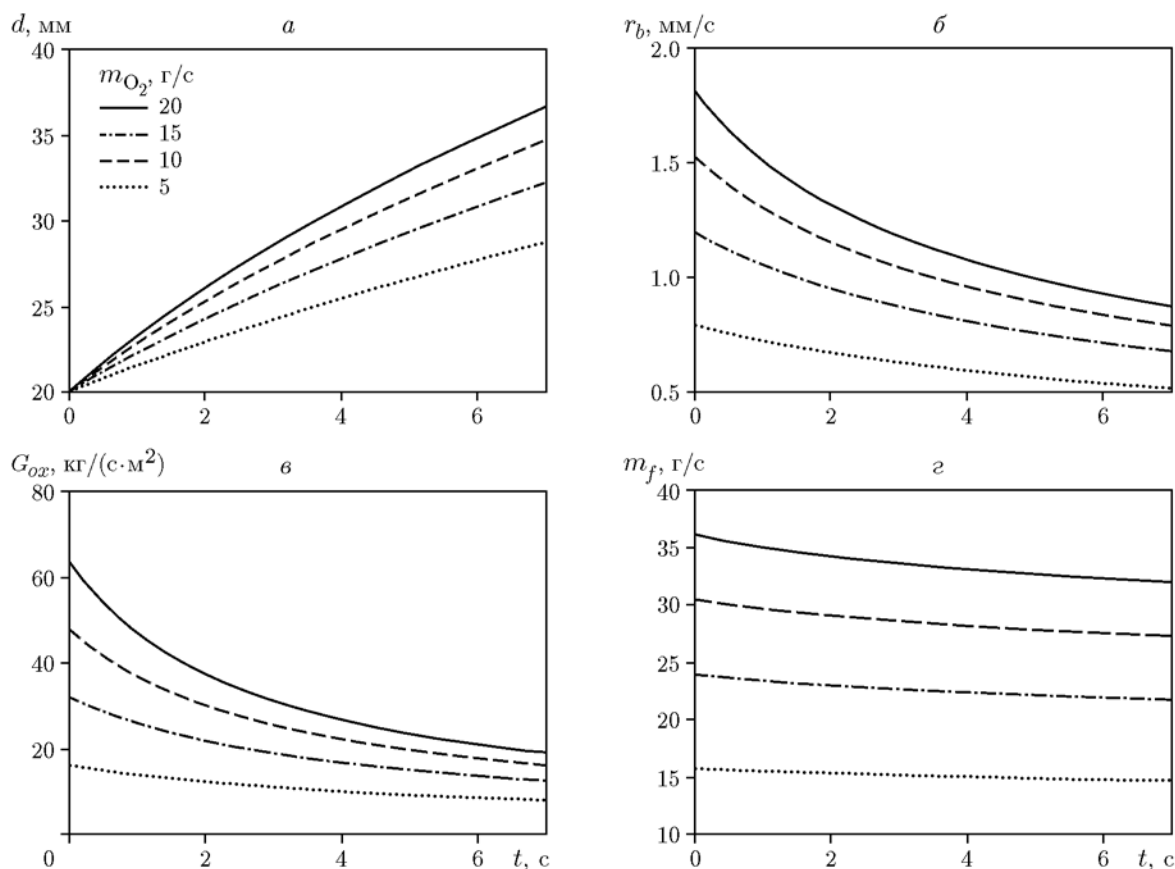


Рис. 5. Диаметр отверстия в образце (а), линейная скорость уноса горючего (б), плотность потока массы окислителя (в) и массовый расход горючего (парафина) (г) в эксперименте продолжительностью 7 с при расходе окислителя $5 \div 20$ г/с

условиям полета при $M = 2.5$ на высоте 3 км с типичными потерями полного давления в воздухозаборнике. Реальные значения давления в различных экспериментах находились в диапазоне $5 \div 15$ атм. Однако никакого влияния давления на скорость уноса горючего не было замечено. Следует отметить, что в исследованном диапазоне условий не обнаружено также влияния длины образца горючего на среднюю скорость уноса.

В газогенераторе была успешно получена очень переобогащенная топливная смесь, соответствующая такому малому отношению О/Ф, как 0.14 (в то время как стехиометрическое отношение составляет $O/F = 3.4$). Можно ожидать, что более длинные образцы дадут даже более низкое отношение О/Ф.

На основе экспериментальных результатов была создана процедура предсказания основных параметров газогенератора во время горения. Уравнение (4) позволяет вычислить

диаметр центрального отверстия в процессе горения. Используя малые интервалы времени, диаметр отверстия d_i на следующем шаге по времени можно вычислить по предыдущему значению d_{i-1} :

$$d_i = 2\Delta t r_b + d_{i-1}. \quad (5)$$

Плотность потока массы окислителя определяется как массовый расход окислителя \dot{m}_{ox} , деленный на площадь поперечного сечения отверстия:

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{(\pi/4)d_{i-1}^2}. \quad (6)$$

Используя уравнение (2), получаем уравнение

$$d_i = 2\Delta t b \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{(\pi/4)d_{i-1}^2} \right)^n + d_{i-1}. \quad (7)$$

Массовый расход горючего вычисляется по формуле

$$\dot{m}_i = \pi \rho_f d_i l r_{b,i}, \quad (8)$$

где ρ_f — плотность топлива, l — длина образца.

Вычисленное с помощью уравнений (6)–(8) изменение основных параметров газогенератора по времени горения показано на рис. 5: a — диаметр отверстия, b — скорость уноса горючего, v — плотность потока массы окислителя, g — массовый расход горючего. Все эти данные получены в эксперименте продолжительностью 7 с при вариации расхода окислителя от 5 до 20 г/с.

При горении и уносе парафинового горючего диаметр отверстия в топливном образце возрастает и, соответственно, возрастает площадь поперечного сечения канала (рис. 5, a). Скорость уноса горючего уменьшается (рис. 5, b) в соответствии с уменьшением плотности потока массы окислителя (рис. 5, v) при постоянном массовом расходе окислителя. Возрастающая по мере увеличения диаметра отверстия площадь горения компенсируется уменьшением плотности потока массы, что делает массовый расход парафинового горючего почти постоянным по времени (рис. 5, g), особенно в непродолжительных экспериментах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Концепция ракетно-прямоточного двигателя с гибридным газогенератором имеет многообещающие перспективы. Прежде всего, это безопасность, доступность горючего и окислителя, легкость управления, возможность работы при малом отношении О/Ф, что приводит к улучшению общих характеристик системы. Данное исследование демонстрирует возможности ракетно-прямоточных двигателей с гибридным газогенератором. По имеющейся у авторов информации эта идея не получила практического воплощения.

Было выполнено более 60 огневых экспериментов в гибридном газогенераторе. Установлено, что использование парафинового воска в качестве горючего для гибридного газогенератора позволяет при относительно низком отношении О/Ф иметь хорошие общие характеристики.

Получена формула для расчета скорости горения, и выполнены сравнительные термодинамические оценки эффективности различных видов окислителей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Fry R. S. A century of ramjet technology propulsion evolution // J. Propul. Power. — 2004. — V. 20, N 1. — P. 27–58.
2. Leingang J. L., Petters D. P. Ducted rockets // Tactical Missile Propulsion / G. E. Jensen, D. W. Netzer (Eds). — 1996. — P. 447–468. — (Prog. Astronaut. Aeronaut.; V. 170).
3. Russo Sorge A. Hybrid propellants gas generator // ISABE Paper 99-7247. — 1999. — (14th Intern. Symp. Air Breathing Engines, Florence, Italy.)
4. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. — New York: John Wiley & Sons, 2001.
5. Cruise D. R. Theoretical computations of equilibrium composition, thermodynamics properties and performance characteristics of propellant systems (PEP Code) // NWC-TP-6037, Naval Weapons Center, China Lake, CA. — 1979.
6. Gordon S., McBride B. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications // NASA-RP-1311 Report, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH. — 1996.
7. Внучков Д. А., Звегинцев В. И., Наливайченко Д. Г., Шпак С. И. Исследование работы газогенератора, управляемого подачей газобразного окислителя // Физика горения и взрыва. — 2008. — Т. 44, № 6. — С. 18–25.

Поступила в редакцию 4/Х 2016 г.