

УДК 536.46

ОРГАНИЗАЦИЯ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО РЕЖИМА ГОРЕНИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПВРД

П. К. Третьяков

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск
paveltr@itam.nsc.ru

Предложен новый способ организации рабочего процесса в камере сгорания высокоскоростного прямоточного двигателя. Скорость потока в камере поддерживается близкой к скорости звука. В канале постоянного сечения это достигается осуществлением горения в пульсирующей волновой структуре типа псевдоскачка, положение которой определяется параметрами внешнего теплогазодинамического импульсно-периодического воздействия на поток. В части канала переменного сечения среднее значение числа Маха, близкое к 1, поддерживается выбором степени расширения камеры и положением места подачи топлива. Пульсирующий режим способствует улучшению смешения топлива с воздухом и сокращению протяженности зоны горения. Основным преимуществом способа является достижение высокой эффективности процесса, которая определяется минимальными потерями полного давления и максимальным приростом температуры. Приведены экспериментальные результаты, подтверждающие возможность реализации пульсирующего режима горения.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, горение, псевдоскачок, импульсно-периодическое энергетическое воздействие.

Проблема создания высокоскоростных ПВРД для полета с гиперзвуковой скоростью летательных аппаратов различного назначения решается в рамках многочисленных программ в передовых странах мира. В настоящее время следует выделить успехи США, достигнутые в ходе реализации программ создания гиперзвуковых летательных аппаратов Х-43А, Х-51А. Получен экспериментальный материал, включающий результаты, которые нельзя получить в наземных испытаниях. Тем не менее организация эффективного рабочего процесса в двигателе остается главным, фундаментальным содержанием всех проектов. Минимальное приращение энтропии достигается в камере сгорания, состоящей из участка постоянного сечения, в котором за счет подвода тепла поток тормозится до среднего значения числа $M_{cp} = 1$, и из расширяющегося участка с теплоподводом при сохранении $M_{cp} = 1 = const$. В реальном процессе необходимо учитывать потери дав-

ления в устройствах для инъекции топлива и стабилизации пламени, в процессах смешения, горения, трения, а также учитывать потери тепла в стенки камеры.

Задача снижения потерь давления по тракту камеры сгорания решается различными способами. Как следует из литературных источников, не всегда можно минимизировать потери давления и обеспечить при этом высокую полноту сгорания топлива [1]. Сохранить значение $M_{cp} = 1$ в конце канала постоянного сечения можно путем снижения интенсивности горения при резком переходе к расширяющейся части. Однако при сосредоточенной подаче всего топлива в начале камеры сохранить условие $M_{cp} = const = 1$ на расширяющемся участке камеры не удастся. В [2] была сделана попытка минимизировать потери давления, вызванные устройством подачи горючего газа. Конструктивное решение способствовало снижению потерь давления и увеличению полноты сгорания за счет повышения числа Маха. Однако изменение структуры течения привело к ухудшению условий стабилизации пламени, что вызвало необходимость применения силана для иницирования горения (смесь 20 % SiH_4 ; 80 % H_2). Можно привести много работ, выполненных в нашей стране и за рубежом, в которых использовались различные способы и сред-

Работа выполнена в рамках программы фундаментальных научных исследований СО РАН Ш.19.5 «Физические проблемы управления газодинамическими течениями», проект Ш.19.5.4 «Нестационарные физические процессы в до-, транс- и сверхзвуковых течениях с подводом энергии и горением», гос. рег. номер 01201057896.

ства для совершенствования рабочего процесса и повышения его эффективности, например [3–6]. Для числа Маха полета $M = 6$ в случае применения водородного и углеводородного топлива достигнуты следующие наилучшие результаты: коэффициент восстановления полного давления $\sigma \approx 0.13 \div 0.14$; коэффициент полноты сгорания $\eta \approx 0.8 \div 0.9$.

Два летных испытания X-51a, проведенных в США в 2010–2011 гг., показали, что рабочий процесс в тракте ПВРД может измениться так, что это приведет к срыву течения в воздухозаборнике. В первом полете это произошло при уже установившемся квазистационарном режиме горения [7], во втором полете — при запуске двигателя [8]. Это свидетельствует об отсутствии подхода к выбору средств для обеспечения воспламенения, устойчивой стабилизации режима горения и способов распределения подачи топлива по тракту камеры сгорания. Известные решения данной проблемы лежат в русле традиционных методов: применение в качестве средств воспламенения быстрогорящих топлив (этилена — в испытаниях X-51a), механических или газодинамических способов воздействия на структуру течения. Однако они не решают проблему предотвращения возможного теплового запирания при работе двигателя. Использование силана и этилена может приводить к локальному тепловыделению, достаточному для развития теплового запираания. Механические и газодинамические способы основаны на создании волновых структур, которые приводят к образованию зон с повышенной температурой (за скачками уплотнения), вызывающих инициирование горения. Недостатками таких способов являются формирование волновой структуры типа псевдоскачка, при которой повышаются потери полного давления, и перемещение этой структуры вверх по потоку при увеличении подвода тепла от горения с ростом расхода топлива [9]. Неконтролируемость формирования и развития волновых структур вызвала необходимость установления в двигательном тракте дополнительного элемента — «изолятора», основная роль которого состоит в уменьшении вероятности срыва течения в воздухозаборнике.

Проблемы, связанные с совершенствованием систем подачи и смешения топлива и всей кинетики процессов в камере сгорания, остаются актуальными. Следует отметить, что в литературе отсутствует информация о сред-

ствах или способах, альтернативных применению промоторов (типа силана, этилена) для инициирования горения и контроля над его стабильностью. Попытки применения электрических разрядов показали их положительное воздействие на инициирование горения в условиях параметров потока, благоприятных для формирования разрядов, но далеких от реальных значений [10].

Таким образом, можно сделать вывод, что существующие подходы к решению проблемы совершенствования рабочего процесса в камере сгорания не являются оптимальными, так как не предотвращают в полной мере возникновение теплового запираания (срыва течения в воздухозаборнике) и не способствуют снижению потерь полного давления.

В основе предлагаемого решения проблемы оптимизации рабочего процесса в двигательном тракте высокоскоростного ПВРД лежат условия минимизации роста энтропии. Ниже приведены известные соотношения для оценок эффективности процесса при горении в канале постоянной площади и торможении в псевдоскачке до числа Маха $M = 1.0$. Прирост температуры:

$$\Delta T = \frac{\psi H u}{(1 + \alpha L_0) c_p};$$

относительное ее увеличение:

$$\frac{\Delta T}{T_1} = \frac{(M_1^2 - 1)^2}{2(\alpha + 1)M_1^2}.$$

Максимально возможная полнота сгорания:

$$\psi = \frac{c_p T_1}{H u} (1 + \alpha L_0) \frac{(M_1^2 - 1)^2}{2(\alpha + 1)M_1^2},$$

при этом потери полного давления минимальные: $p_2/p_1 = (1 + \alpha M_1^2)/(1 + \alpha)$. Нетрудно показать, что коэффициент восстановления полного давления (σ) принимает минимальные значения при изотермическом торможении сверхзвукового потока до дозвуковой скорости в псевдоскачке. В этом случае

$$\lambda_2 = \frac{1}{\lambda_1}, \quad \frac{p_2}{p_1} = \frac{2\alpha}{\alpha + 1} M_1^2 - \frac{\alpha - 1}{\alpha + 1}.$$

Здесь T_1 — статическая температура во входном сечении камеры сгорания (КС); c_p — удельная теплоемкость; α — отношение удельных теплоемкостей (показатель адиабаты);

M_1 — число Маха во входном сечении КС; p_1 — статическое давление во входном сечении КС; p_2 — статическое давление на выходе из КС; $\sigma = (p_2 \pi(\lambda_1))/(p_1 \pi(\lambda_2))$ — коэффициент восстановления полного давления, λ_1, λ_2 — коэффициенты скорости во входном и выходном сечениях КС; $\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{\alpha - 1}{\alpha + 1} \lambda^2\right)^{\alpha/(\alpha-1)}$; Hu — теплотворная способность топлива; α — коэффициент избытка воздуха; L_0 — стехиометрический коэффициент.

В качестве примера приведем оценки коэффициента восстановления полного давления при торможении потока в изоляторе с формированием псевдоскачка. Так, для чисел $M_1 = 2.0$ и 3.0 соответственно $\sigma = 0.71$ и 0.30 . При горении с торможением до $M_2 = 1.0$ (при тех же начальных значениях числа M_1) потери полного давления минимальные ($\sigma = 0.96$ и 0.42 соответственно). Этот режим является оптимальным. Реализация такого режима возможна и подтверждена экспериментально [11]. Так, при начальных данных эксперимента: топливо — водород, канал $F = \text{const}$, $M_1 = 2.5$, температура торможения $T_0 = 1860$ К, $\alpha = 1.33$, $1/\alpha = 0.45$ — было получено максимальное повышение давления $p_2/p_1 = 3.8$. Для этих исходных данных расчет по одномерной методике дает значения: $M_2 = 1.04$, $\Delta T = 860$ К, $\sigma = 0.42$. Этот результат близок к оптимальному, который достигается при $M_2 = 1.0$, в этом случае $p_2/p_1 = 4.0$, $\Delta T = 870$ К, $\sigma = 0.42$.

Возникает вопрос, каким способом осуществить псевдоскачковый режим горения в канале постоянного сечения, чтобы иметь при этом скорость потока не ниже звуковой. Это возможно, если он будет поддерживаться за счет внешнего энергетического воздействия на течение, при этом количество подаваемого топлива не должно превышать значения, достаточного для теплового запираания течения, а параметры течения на входе в камеру должны быть такими, чтобы без внешнего воздействия осуществлялось инициирование и развитие только диффузионного режима горения топлива. Длина участка канала постоянного сечения выбирается приблизительно равной протяженности псевдоскачка с полным сгоранием этого топлива [12]. Горение можно перевести из диффузионного режима в псевдоскачковый при импульсно-периодическом энергетическом (определенной интенсивности) воздействии на поток. Воздействие импульса при-

водит к торможению сверхзвукового потока и формированию волновой структуры. Последняя улучшает процесс перемешивания топлива с воздухом, происходит интенсивное сгорание топлива и, как результат, — переход от диффузионного режима горения к псевдоскачковому. Псевдоскачок перемещается к месту подачи топлива вследствие повышения давления в зоне интенсивного горения. Его перемещение навстречу потоку определяется длительностью и энергией импульса. Волновая структура сносится вниз по потоку в течение периода, определяемого частотой следования импульсов. Псевдоскачок будет колебаться в канале с периодом, равным периоду энергетического воздействия, причем возможен переход как к диффузионному режиму, так и к квазистационарному псевдоскачковому. Длительность импульса и величина периода связаны с энергией, необходимой для формирования псевдоскачка, и определяют скорость его движения навстречу потоку.

Этот способ положен в основу новой схемы сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с пульсирующим режимом горения (СПВРД с ПРГ) [13, 14]. Основным преимуществом такого способа организации горения является достижение высокой эффективности процесса, которая определяется минимальными потерями полного давления и максимальным приростом температуры. Скорость потока за псевдоскачком близка к скорости звука. Этому режиму соответствует максимальное значение коэффициента восстановления полного давления. Необходимый коэффициент избытка воздуха в камере сгорания обеспечивается подачей топлива в последующие пояса участков переменного сечения камеры сгорания. Степень расширения участка переменного сечения выбирается из условия обеспечения средней скорости, близкой к скорости звука ($M \geq 1.0$). Пульсирующий режим горения на участке постоянного сечения камеры сгорания способствует улучшению смешения и сгорания топлива на участке переменного сечения. Немаловажной особенностью является возможность управления режимом горения путем изменения параметров импульсов.

Реализация псевдоскачкового режима со звуковой скоростью в конце участка постоянного сечения камеры сгорания делает невозможным проникновение высокого давления в изолятор и срыв течения в воздухозаборнике. Это обеспечивает плавный запуск двигате-

ля и сокращает протяженность изолятора. Все эти эффекты способствуют улучшению тяговых характеристик двигателя.

Были проведены экспериментальные исследования, цель которых показать принципиальную возможность осуществления пульсирующих режимов горения. Эксперименты выполнялись на стенде, представляющем собой газодинамическую установку непрерывного действия [15, 16]. Воздушный поток подогревался с использованием электродугового подогревателя (плазмотрона) до температур, достаточных для самовоспламенения горючего газа (водорода) при его подаче в канал постоянного сечения. Первые опыты были направлены на поиск наиболее простых способов и устройств импульсно-периодического воздействия на сверхзвуковое течение в канале. Изучались динамика формирования псевдоскачка, диапазон возможных частот и область существования пульсирующих режимов течения в зависимости от параметров потока и характеристик создаваемых импульсов. Импульсное и импульсно-периодическое воздействия осуществлялись различными способами и устройствами. Создавалось механическое воздействие — периодическое частичное перекрытие сечения канала, а также газодинамическое воздействие — импульсный выдув газовых струй. Для теплогазодинамического импульсно-периодического воздействия использовались специальные устройства: плазмотрон, детонационная трубка и теплогазогенератор. Результаты экспериментов в основном представлены в работах [16–20]. При отсутствии горения получены данные по возникающей газодинамической структуре, скорости движения волновой структуры по потоку и против него, по энергетическим параметрам, необходимым для формирования пульсирующего течения.

Ниже приведены экспериментальные данные, подтверждающие возможность управления режимом горения в осесимметричном и плоском каналах при импульсном и импульсно-периодическом воздействиях.

На рис. 1 показана схема осесимметричного канала. В канал поступал воздушный поток с числом Маха $M = 2.2$. Температура воздуха была достаточной для самовоспламенения струи водорода, который подавался через осевой инжектор. В конце секций постоянного сечения предусмотрена импульсная

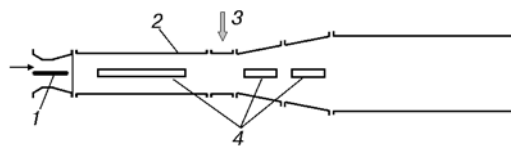


Рис. 1. Схема осесимметричного канала: число Маха $M = 2.2$, диаметр канала 50 мм; 1 — водородный инжектор, 2 — канал, 3 — ввод внешнего воздействия, 4 — оптические окна

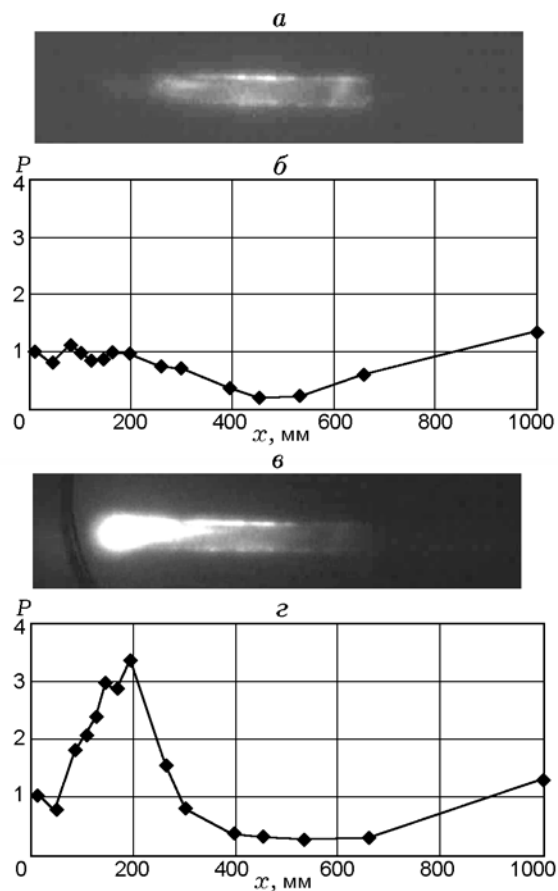


Рис. 2. Регистрация интенсивности горения в первом окне и относительного изменения давления в канале в разные моменты времени (длительность импульса < 1 с):

а, б — диффузионный режим горения, в, г — псевдоскачковый режим горения (режим теплового заширения)

подача воздуха. В этих экспериментах длительность единичного импульса была немного меньше 1 с. Синхронно проводилась регистрация излучения пламени в первом кварцевом окне (на длине волны излучения радикала ОН, см. рис. 2, а, в) и распределения давления на стенке по длине канала. Расход водорода

да выбран таким, чтобы при полном сгорании реализовывался режим теплового запираия. Как следует из рис. 2, при создании импульса от вдува воздушной струи в конце участка постоянного сечения (показано стрелкой 3 на рис. 1) горение становится более интенсивным (рис. 2, в), а уровень относительного повышения давления P (давления на стенке, отнесенного к давлению в форкамере) соответствует псевдоскачковому режиму — режиму теплового запираия при полном сгорании водорода (рис. 2, г). При этом давление повышается в конце канала постоянного сечения примерно в $3.2 \div 3.5$ раза, что соответствует среднему значению числа Маха, близкому к $M = 1$. После прекращения воздействия режим горения переходит в диффузионный, что подтверждается распределением давления.

Плоский канал (рис. 3) состоял из начального участка постоянного сечения (40×30 мм),

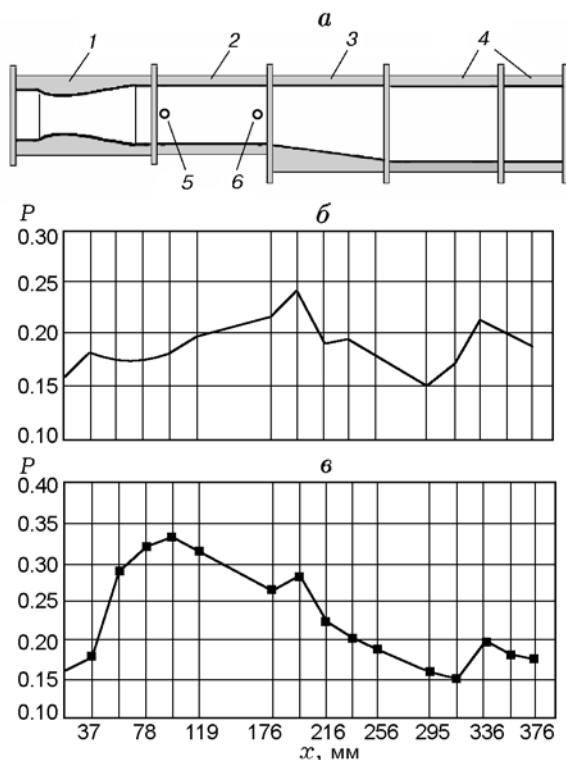


Рис. 3. Схема канала (а) и распределение относительного статического давления на верхней стенке для диффузионного (б) и псевдоскачкового (в) режимов горения:

1 — сопловой блок, 2, 3, 4 — участки: постоянного сечения, расширяющийся и постоянного сечения соответственно, 5 — место инъекции водорода, 6 — место ввода импульса

где происходило газодинамическое воздействие, участка расширения с углом 2.5° и выходного участка постоянного сечения. Длина секций равнялась $120 \div 135$ мм. Скорость потока соответствовала числу Маха $M = 2$, параметры торможения изменялись в пределах: давление — $(6.9 \div 7.1) \cdot 10^5$ Па, температура — $1550 \div 1600$ К. Для оптических наблюдений предусмотрены кварцевые окна в боковых стенках канала. При горении водорода для регистрации излучения радикалов ОН применялась скоростная камера LaVision HighSpeedStar 3 с электронно-оптическим преобразователем LaVision IRO в комбинации с интерференционным светофильтром на длину волны 307 нм с шириной пропускания ± 5 нм.

При подаче водорода происходило его самовоспламенение, и устанавливался диффузионный режим горения. В этом режиме наблюдалось постепенное повышение интенсивности горения по длине канала. Статическое давление плавно росло на участке постоянного сечения (см. рис. 3). При импульсной подаче воздуха происходил переход к псевдоскачковому режиму горения (см. рис. 3), который устанавливался при длительности подачи ≈ 0.2 с и относительном энергоподводе (отношении полных энтальпий впрыскиваемой струи и потока) ≈ 0.1 %. На рис. 4 приведены кадры оптической регистрации горения в ультрафиолетовой области спектра при частоте регистрации $1/1000$ кадр/с. Горение при диффузионном режиме начинается на расстоянии примерно $140 \div 160$ мм от места подачи водорода (излучение зарегистрировано во втором окне). В случае псевдоскачкового режима практически весь водород выгорал на участке постоянного сечения. Следует отметить, что интегральная

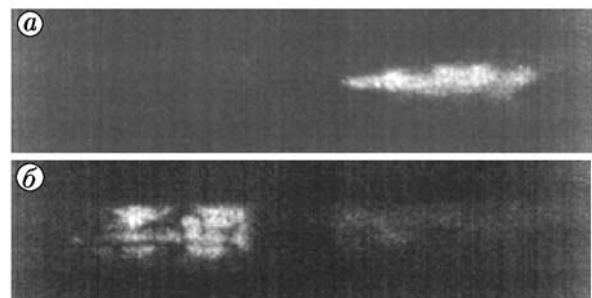


Рис. 4. Вид пламени (поток слева направо) при диффузионном горении (а — во втором окне) и псевдоскачковом режиме горения (б — в первом окне) ($\tau_{\text{эксн}} = 20$ мкс)

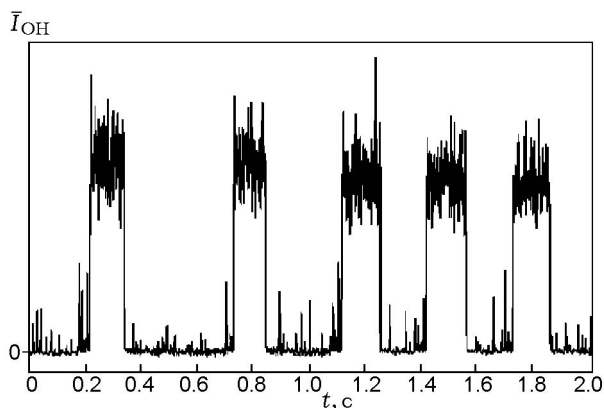


Рис. 5. Временная зависимость интегрального излучения радикалов ОН:

длительность импульса 0.2 с; интервал между импульсами 0.3, 0.2, 0.1 и 0.1 с соответственно

интенсивность излучения резко увеличивалась во время импульсного воздействия. Был проведен эксперимент, в котором при подаче серии импульсов одинаковой длительности изменялся интервал между импульсами (рис. 5). Из рис. 5 видно, что изменение интервала не оказывает заметного влияния на интегральное излучение, а время интенсивного горения остается приблизительно постоянным ($0.13 \div 0.16$ с) и несколько меньшим длительности импульса.

Выполненные экспериментальные исследования подтверждают возможность управления режимом горения. Для реализации пульсирующего режима в камере сгорания высокоскоростных ПВРД необходимо проведение дальнейших исследований, включающих изучение влияния на газодинамику горения энергии и формы импульса, длительности и частоты следования импульсов в зависимости от параметров потока. Необходимо также проведение исследований пульсирующего режима горения в канале постоянного сечения на процесс горения в канале переменного сечения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Northam G. B., Greenberg I., Byington C. S., Capriotti D. P. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2 combustion // *J. Propulsion and Power*. — 1992. — V. 8, N 2. — P. 491–499.
2. Rogers R. C., Capriotti D. P., Guy R. W. Experimental supersonic combustion research in NASA langley // *AIAA Paper 98-2506*. — 1998.
3. Walther R., Sabelnikov V., Korontsvit Y., Voloschenko O., Ostras V., Sermanov V. Progress in the joint german-russian scramjet technology programme // *ISABE Paper 95-7121*. — Sep. 1995.
4. Walther R., Koschel W., Sabelnikov V., Korontsvit Y., Ivanov V. Investigations into the aerothermodynamic characteristics of scramjet components // *ISABE Papers 97-7085*. — Sep. 1997.
5. Falempin F. Ramjet and dual mode operation // *RTO/AVT/VKI (Lecture Ser. Adv. on Propulsion Technol. for High-Speed Aircraft)*. — March 12–15, 2007.
6. Левин В. М. Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД // *Физика горения и взрыва*. — 2010. — Т. 46, № 4. — С. 45–55.
7. Mutzman R., Murphy S. X-51 development: A chief engineer's perspective // *17th AIAA Intern. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf.*, 13 April 2011.
8. Rozenberg Z. Second X-51 hypersonic flight ends prematurely // *Flightglobal*. — 15 June 2011. — <http://www.flightglobal.com>.
9. Choi B., Goto M., Mizushima H., Masuya G. Effects of heat addition and duct divergence on pseudo-shock waves // *ISABE-2007-1235*.
10. Leonov S. B., Yarantsev D. A. Plasma-induced ignition and plasma-assisted combustion in high-speed flow // *Plasma Sources Sci. Technol.* — 2007. — V. 16. — P. 132–138.
11. Барановский С. И., Левин В. М., Турецев А. И. Сверхзвуковое горение керосина в цилиндрическом канале // *Структура газозных пламен*. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1988. — Ч. 1. — С. 114–120.
12. Третьяков П. К. Псевдоскачковый режим горения // *Физика горения и взрыва*. — 1993. — Т. 29, № 6. — С. 33–38.
13. Третьяков П. К. Сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель с пульсирующим режимом горения (СПВРД С ПРГ) и способ его работы: пат. РФ на изобретение № 2446305. Приоритет от 28.06.2010 г.
14. Третьяков П. К. Управление процессом горения в высокоскоростных ПВРД // *Атмосферные энергетические установки*. — 2011. — № 3. — www.atenus-online.ru.
15. Забайкин В. А. Качество высокоэнтальпийного потока при электродуговом подогреве воздуха в установке для исследования сверхзвукового горения // *Физика горения и взрыва*. — 2003. — Т. 39, № 1. — С. 28–36.
16. Третьяков П. К., Забайкин В. А., Смоголев А. А. Перестройка структуры течения в канале постоянного сечения при импульсно-периодическом воздействии // *Актуальные проблемы российской космонавтики: тр. XXXIV Академических чтений по космонавтике*. — М.: Комиссия РАН, 2010. — С. 212–213.

17. **Забайкин В. А., Смоголев А. А.** Экспериментальное исследование нестационарного псевдоскачка в каналах постоянного сечения // Тр. II междунар. конф. «Актуальные проблемы механики сплошной среды», г. Дилижан, Армения. — Ереван: ЕГУАС, 2010. — Т. 1. — С. 239–243.
18. **Забайкин В. А., Третьяков П. К.** Управление режимами горения в комбинированном канале при сверхзвуковой скорости воздушного потока // *Авиация и космонавтика* — 2011: 10-я междунар. конф. (Москва, МАИ, 8–10 ноября 2011 г.): тез. докл. — М., 2011. — С. 148–149.
19. **Забайкин В. А.** Управление псевдоскачком нестационарным воздействием // *Физ.-хим. кинетика в газ. динамике*. — 2011. — Т. 12. — <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-09-01-001.pdf>.
20. **Zabaykin V. A., Tretyakov P. K.** Influence of pulse energy deposition on burning development in the channel // 7th Intern. Seminar on Flame Structure and First Young Researchers' School on Flame Study (7 ISFS) (Russia, Novosibirsk, 11–19 July 2011): Book of Abstr. — Novosibirsk, 2011. — P. 70.

Поступила в редакцию 2/III 2012 г.
