

УДК 536.46

ОРГАНИЗАЦИЯ ЭФФЕКТИВНОГО ГОРЕНИЯ КЕРОСИНА В КАНАЛЕ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ПОТОКА

П. К. Третьяков

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

Рассматривается новый способ инициирования и эффективного горения керосина при сверхзвуковых скоростях потока в канале постоянного сечения применительно к камерам сгорания переменной геометрии. Режим интенсивного горения реализуется при применении внешнего воздействия пакетом газодинамических импульсов с изменяющейся во времени энергией. Экспериментально установлено, что режим сохраняется при отключении воздействия после организации горения в расширяющейся части камеры сгорания. Показана применимость способа при температурах потока и высоких скоростях, когда горение керосина невозможно без специальных средств для стабилизации пламени.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, инициирование горения, камера сгорания, импульсно-периодическое воздействие, пакет газодинамических импульсов, полнота сгорания, гидравлические потери давления.

DOI 10.15372/FGV20200104

Керосин во многих работах рассматривается в качестве топлива для перспективных прямоточных двигателей летательных аппаратов (ЛА) со скоростью полета, в 5–6 (и более) раз превышающей скорость звука. Аналог керосина (JP-7) успешно использовался при испытаниях в США беспилотного летательного аппарата X-51A [1]. Низкие скорости и узкие концентрационные пределы устойчивого горения требуют создания надежных условий для успешного применения, обеспечивающего необходимое качество смешения, инициирование горения и высокую полноту сгорания. В большом количестве экспериментальных работ отмечается, что существующие подходы к достижению высокой полноты сгорания связаны со значительными гидравлическими потерями [2, 3]. Способы повышения полноты сгорания керосина с наименьшими гидравлическими потерями представляет собой актуальное направление исследований. Другим направлением является поиск технологий снижения начального числа Маха для реализации проектов гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Так, в работе [4], со ссылкой на требования ВВС США (Air Force Solicitation

AF073-058), постановка исследований связана с возможностью реализации ГПВРД с использованием углеводородного топлива начиная с числа Маха $M = 3.5$. При этом необходимо сохранить эффективность двигателя при более высоких числах Маха в тракте с минимальным изменением геометрии. Была поставлена цель найти минимально возможное число Маха. Из выполненного анализа сделан вывод, что ГПВРД с начальным числом Маха 4.0 можно реализовать, если в качестве топлива взять JP-7 (керосин). Одним из основных условий (определяющих число Маха полета) является уровень статической температуры потока на входе в камеру сгорания (КС), достаточный для воспламенения. Этому условию отвечает JP-7 (температура воспламенения ≈ 513 К) с учетом современных технологий организации эффективного горения.

В опубликованных ранее работах была показана эффективность организации пульсирующего режима горения [5–8], а также предложен и экспериментально реализован новый способ организации рабочего процесса, в котором по тракту двигателя после воздухозаборника в изоляторе (канале постоянного сечения) сохраняется сверхзвуковая скорость потока. Торможение потока до числа $M \approx 1.0$ в конце его достигается за счет организации интенсивного (вплоть до преддетонационного

Работа выполнена частично при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 17-08-00183).

[9, 10]) режима выгорания части топлива в псевдоскачке. Остальное необходимое для полета ЛА топливо сгорает в канале переменного сечения. Режим интенсивного горения возбуждается импульсно-периодическим газодинамическим воздействием на структуру течения в канале. В качестве генератора импульсов могут быть устройства, создающие пакет газодинамических импульсов заданной частоты, формы, энергии и длительности. Этот режим характеризуется малой протяженностью зоны горения и высокой полнотой сгорания, а также возможностью сохранения стабильного горения при отключении внешнего воздействия после организации горения в расширяющейся части КС. Выполненные на модельных КС (осесимметричных и плоских, см. [5–8, 11–13]) экспериментальные исследования с водородом и этиленом в качестве топлива подтвердили возможность реализации интенсивного режима горения и его сохранения при отключении внешнего воздействия. Подбором энергии в импульсе, его длительности, формы и скважности можно управлять положением области интенсивного горения в КС. В [8] для параметров потока, соответствующих полету ЛА с числом Маха $M_0 = 6.0$ (температура торможения $T_0 \approx 1650$ К, скорость потока перед изолятором $M_1 \approx 2.0$), в осесимметричной модельной КС проведены поисковые эксперименты по горению керосина. Выполненная серия экспериментов с воздействием пакетом импульсов постоянной энергии показала возможность влияния на иницирование процесса.

Задачи исследования были направлены на экспериментальное определение:

- параметров пакета импульсов, обеспечивающих стабильность устойчивого воспламенения и интенсивного горения;
- возможности сохранения этого режима при отключении внешнего воздействия после организации горения в расширяющейся части КС;
- в условиях сохранения начального значения числа Маха на входе в КС ($M_1 \approx 2.0$) возможности применения предложенного способа иницирования горения при температурах торможения $T_0 < 1650$ К.

Эксперименты с горением керосина проводились в модельных осесимметричных КС переменной геометрии. Схемы испытанных КС представлены на рис. 1. Тракт КС включал в себя участки постоянного и переменного сечения. Протяженность участка постоянного се-

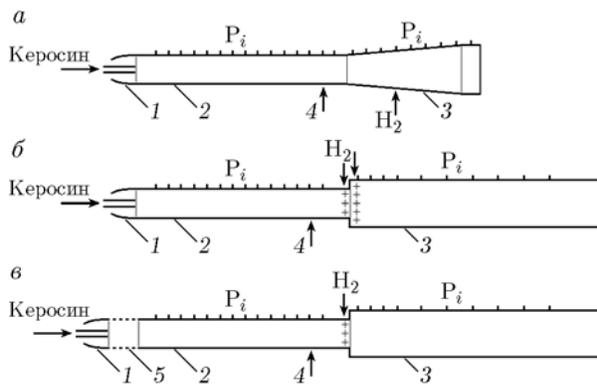


Рис. 1. Схемы испытанных КС:

а — с коническим участком расширения, *б* — с внезапным расширением, *в* — с прозрачным участком; 1 — сопловой блок с инжектором для подачи керосина, 2 — участок постоянного сечения, 3 — участок переменного сечения с подачей водорода для организации в нем процесса горения, 4 — ввод газодинамических импульсов, 5 — прозрачный участок, P_i — место замера давления на стенке КС

чения диаметром 50 мм формировалась из нескольких секций и могла изменяться. Участок переменного сечения был либо коническим с углом расширения 12° с переходом на участок диаметром 90 мм, либо каналом с внезапным расширением диаметром 90 мм.

Керосин подавался по оси КС через охлаждаемый водой инжектор с форсункой диаметром 0.2 мм. Газодинамические импульсы от генератора вводились в конце участка постоянного сечения КС. Для организации вторичного горения (в расширяющейся КС), которое применялось с целью моделирования гидравлического сопротивления от горения в реальных КС, использовался водород как топливо, не требующее сложных способов организации горения. На рис. 1 места ввода водорода отмечены стрелками. Эксперименты показали, что наиболее надежным способом обеспечения устойчивого горения в расширяющейся части КС была подача водорода через 32 отверстия диаметром 2 мм перед входом в канал. Первоначально была проведена серия экспериментов по определению условий, при которых происходит иницирование горения и переход к квазистационарному пульсирующему режиму горения. Поисковые исследования проходили при постоянных параметрах потока на входе в КС и заключались в нахождении формы и энергии пакета газодинамических импульсов. Параметры потока соответствовали полету ЛА с чис-

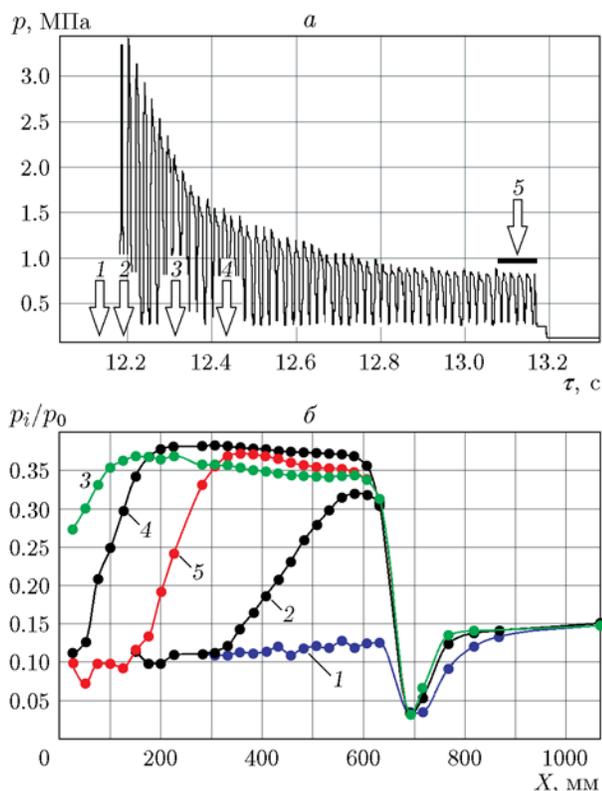


Рис. 2. Циклограмма (а) и распределение относительного давления вдоль КС (б) на различных стадиях процесса инициирования и установления квазистационарного пульсирующего горения:

1 — режим без ввода импульсов, 2 — стадия инициирования горения, 3, 4 — развитие интенсивного горения в соответствии с энергией импульсов, 5 — квазистационарный (осредненный, см. поз. 5 на рис. 2,а) пульсирующий режим

лом Маха $M_0 = 6.0$ (температура торможения $T_0 \approx 1650$ К, скорость потока перед изолятором $M_1 \approx 2.0$). Наиболее эффективным оказалось применение пакета с переменной энергией в импульсах. Пример такой реализации приведен на рис. 2. Параметры режима: $M_1 = 2.2$, давление торможения $p_0 = 0.7$ МПа, $T_0 = 1630$ К, коэффициент избытка воздуха $\alpha = 5.95$. Использовалась КС (см. рис. 1,б) с увеличенной протяженностью участка постоянного сечения (700 мм) и без подачи водорода. Циклограмма процесса (рис. 2,а) иллюстрирует изменение энергии импульсов в пакете во времени (частота импульсов $f = 52$ Гц, длительность $\tau = 0.01$ с). Керосин подавался в КС до начала ввода пакета импульсов (на 11.8-й секунде после установления режима течения),

и заканчивалась подача через 2 с. Импульсы с высоким уровнем энергии вызывают воспламенение керосина (рис. 2,б, стадия 2), которое происходит за ударной волной в условиях повышенной температуры за счет торможения потока. Затем развивается интенсивное горение при пониженной энергии импульсов (стадии 3, 4), после чего устанавливается квазистационарный пульсирующий режим горения (стадия 5). Интегральная мощность пакета импульсов не превышала 1 % от мощности потока на входе в КС. Необходимо отметить, что процесс нахождения формы и изменения энергии в импульсах непростой. Влияющими факторами являются параметры потока, коэффициент избытка воздуха и протяженность части КС постоянного сечения (гидравлические потери, вызванные трением). Возможно возникновение режима с тепловым «запиранием» при большой энергии импульсов в начале пакета. Это затрудняет или делает невозможным переход к квазистационарному пульсирующему режиму горения. Причем такой режим горения может сохраняться после прекращения внешнего воздействия и приводить к дозвуковому течению в канале. Низкий уровень энергии импульсов в конце пакета может вызвать срыв горения.

Пример успешной реализации режима интенсивного горения после отключения внешнего воздействия описан ниже. Эксперименты проведены с конфигурацией КС, соответствующей рис. 1,в. Параметры эксперимента: $M_1 = 2.2$, $T_0 = 1615$ К, $p_0 = 0.716$ МПа, $f = 52$ Гц; коэффициент избытка воздуха по керосину $\alpha = 6.55$, а суммарный (с учетом горения H_2) — $\alpha \approx 2.0$ (массовая доля водорода в суммарном топливе равна ≈ 0.5). Циклограмма представлена на рис. 3. Она отражает временную последовательность выполнения эксперимента после установления параметров воздушного потока. Сначала подается керосин, затем вводится пакет импульсов, и через определенное время включается подача водорода. На циклограмме по вертикали отложено давление в соответствующих измерительных устройствах. Как следует из циклограммы, пакет содержит импульсы с уменьшающейся интенсивностью. Импульсы с высокой интенсивностью вызывают воспламенение и развитие процесса горения, а импульсы с интенсивностью, уменьшенной примерно в три раза, поддерживают установившийся пульсирующий режим горения. Об

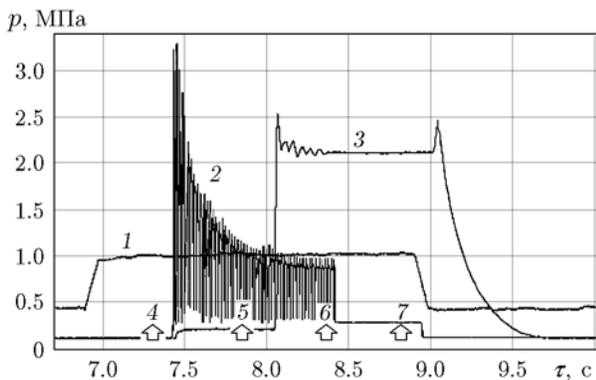


Рис. 3. Циклограмма проведения эксперимента:
 1 — керосин, 2 — пакет импульсов, 3 — водород, 4–7 — характерные временные интервалы, в которых осреднялось распределение давления вдоль камеры

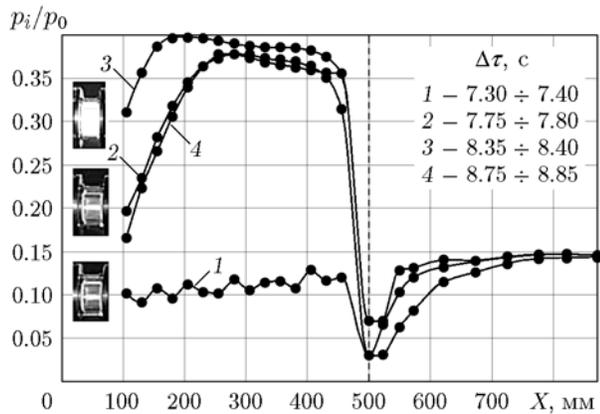


Рис. 4. Распределение относительного давления вдоль камеры сгорания:
 1 — подача керосина в камеру при выходе на расчетный режим течения (фото 1), 2 — стационарный пульсирующий режим горения при воздействии пакетом импульсов (фото 2), 3 — режим при воздействии пакетом импульсов и при горении водорода в канале с внезапным расширением (фото 3), 4 — режим горения при отключении генератора импульсов; $\Delta\tau$ — период осреднения

этом свидетельствуют результаты изменения давления вдоль КС, представленные на рис. 4. Подача керосина в КС не отражается на изменении давления, что свидетельствует об отсутствии в ней горения. На фотографии прозрачного участка (см. фото 1 на рис. 4) видна подсвеченная дугой плазмотрона (подогревателя воздуха) струя керосина. Распределение давления за период осреднения 2 (см. рис. 3 и 4) характерно для псевдоскачка и отвечает установившемуся пульсирующему режиму горения

в КС. Фото 2 подтверждает, что горение начинается на некотором расстоянии от сопла (за прозрачным участком). При подаче водорода его горение в расширяющейся части КС в сочетании с воздействием импульсов приводит к перемещению интенсивного горения навстречу потоку. Это хорошо видно по появлению излучения из прозрачного участка (рис. 4, фото 3) и по смещению псевдоскачка против потока. Горение водорода вызывает дополнительное гидравлическое сопротивление, которое приводит к наблюдаемому изменению в распределении давления по длине КС (рис. 4, кривая 3). При отключении подачи пакета импульсов (рис. 4, кривая 4) интенсивный режим горения сохраняется. Распределение давления на участке постоянного сечения совпадает с распределением при воздействии пакетом импульсов в режиме без подачи водорода. Необходимо отметить, что был поставлен эксперимент, в котором полностью воспроизведены параметры в КС, но не было воздействия пакетом импульсов. При подаче керосина горение водорода не приводило к интенсивному режиму горения. Из проведенных экспериментов можно сделать вывод, что для керосина, как и для водорода и этилена при использовании их в качестве топлива, возможна реализация интенсивного режима горения в части КС постоянного сечения с применением пакета импульсов переменной энергии, а также его сохранение при отключении воздействия после организации горения в расширяющейся части КС.

В связи с задачей о снижении начального числа Маха полета в режиме ГПВРД, как отмечалось выше, встает вопрос о возможности применения внешнего импульсно-периодического газодинамического воздействия для интенсификации горения при меньших температурах торможения. Уменьшение температуры торможения связано с меньшими значениями числа Маха на входе в КС. В проведенных экспериментах число Маха сохранялось постоянным и равным $M_1 = 2.0 \div 2.2$, что являлось более жестким условием, так как скорость потока была выше, чем при меньших числах M_0 . Результаты приведены на рис. 5. Использовалась схема КС с увеличенной протяженностью участка постоянного сечения (см. рис. 1, б). Исходные данные: $M_1 = 2.2$, $T_0 = 1450$ К, $p_0 = 0.7$ МПа, $f = 52$ Гц, коэффициент избытка воздуха по керосину $\alpha = 7.14$, а суммарный (с учетом

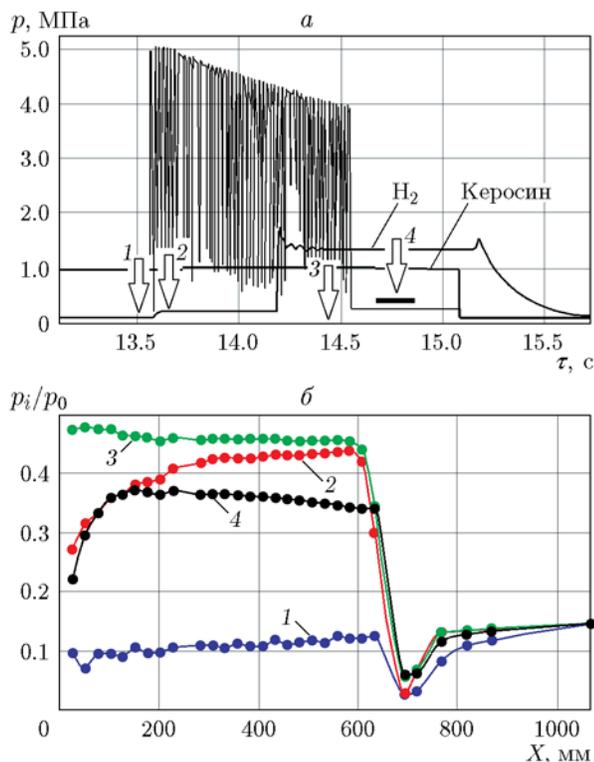


Рис. 5. Циклограмма (а) и распределение относительного давления вдоль КС (б):

1 — режим с подачей керосина в КС без ввода импульсов, 2 — стадия интенсивного пульсирующего режима горения, 3 — интенсификация горения после подачи водорода, 4 — стационарный (осредненный, см. поз. 4 на рис. 5,а) режим горения после прекращения ввода импульсов с сохранением горения водорода

горения H₂) — $\alpha = 3.23$ (массовая доля водорода в суммарном топливе равна ≈ 0.34). Как следует из полученных результатов, при этой температуре торможения и высокой начальной скорости воздушного потока удается реализовать режим инициирования горения подбором формы и энергии пакета импульсов и сохранить интенсивный режим горения керосина после отключения внешнего воздействия.

В результате выполненного исследования можно сделать следующие выводы:

— предложен пакет газодинамических импульсов с переменной энергией, обеспечивающий инициирование и интенсивный квазистационарный пульсирующий режим горения керосина;

— для керосина, так же как при использовании в качестве топлива водорода и этилена, подтверждена возможность реализации интен-

сивного режима горения в части КС постоянно-го сечения путем применения пакета импульсов переменной энергии и его сохранения при отключении воздействия после организации горения в расширяющейся части КС;

— в условиях сохранения начального значения числа Маха на входе в КС ($M_1 \approx 2.0$) показана возможность применения предложенного способа инициирования интенсивного режима горения керосина при температуре торможения $T_0 < 1650$ К. Этот способ может быть применен для параметров потока, соответствующих начальным условиям полета с числами Маха $M_0 < 6$.

ЛИТЕРАТУРА

1. X-51A WaveRider gets first ride aboard B-52. — <http://www.edwards.af.mil/news/story.asp?id=123181983>; см. также: Кондратюк Е. Исследования, проводимые в США, в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов // Зарубежное военное обозрение. — 2013. — № 2. — С. 37–39.
2. Карасев В. Н., Левин В. М., Волощенко О. В., Зосимов С. А., Николаев А. А. Проблемы повышения эффективности рабочего процесса в камере сгорания ПВРД // Тр. ЦАГИ. — 2015. — Вып. 2736. — С. 35–43.
3. Александров В. Ю., Кукшинов Н. В. Модифицированная кривая выгорания для модельных высокоскоростных камер сгорания, интегрированных с воздухозаборным устройством // Физика горения и взрыва. — 2016. — Т. 52, № 3. — С. 32–36.
4. Roberts K. N., Wilson D. R. Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a transition Mach number of 4.00 // AIAA 2009-1255: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5–8 January 2009, Orlando, Florida. — P. 29.
5. Третьяков П. К. Организация пульсирующего режима горения в высокоскоростных ПВРД // Физика горения и взрыва. — 2012. — Т. 48, № 6. — С. 21–27.
6. Третьяков П. К., Забайкин В. А., Прохоров А. Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска // XI Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 20–24 августа 2015 г.: сб. тр. — С. 3778–3780.
7. Третьяков П. К. Некоторые особенности формирования тракта ГПВРД // Сб. тр. 6-й Всерос. науч. конф. с междунар. участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред» им. И. Ф. Образцова и Ю. Г. Яновского, 16–18 ноября 2016 г., Москва. — Т. II. — С. 26–33.

8. **Третьяков П. К., Крайнев В. Л., Постнов А. В., Тупикин А. В.** Способ перехода работы ПВРД на режим ГПВРД // АКТО: Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием, 8–10 августа 2018 г.: материалы докл. — Казань, 2018. — Т. 1. — С. 291–295.
9. **Третьяков П. К., Прохоров А. Н.** Сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель с пульсирующим режимом запуска (СПВРД с ПРЗ) и способ его работы: пат. RU 2651016. — Заявл. 08.04.2016. — Оpubл. 18.04.2018.
10. **Третьяков П. К.** Преддетонационный режим горения (к реализации в высокоскоростном ПВРД) // Материалы XI Междунар. конф. по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2016). — 2016. — С. 154–157.
11. **Abashev V. M., Korabelnikov A. V., Kurganov A. L., Tretyakov P. K.** Hypersonic hydrocarbon fuel vehicle with $M=6+$ // HiSST: Int. Conf. on High-Speed Vehicle Science Technology (Moscow, Russia, 26–29 November 2018): Proc. — S.l., 2018. — N 2018_2240912. — P. 1–10.
12. **Tretyakov P. K., Krainev V. L., Lazarev A. M., Postnov A. V.** Peculiarities of organization of effective hydrocarbon fuel combustion in supersonic flow // AIP Conf. Proc.: XIX Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). — 2018. — V. 2027, N 1. — 030029(6).
13. **Zudov V. N., Tretyakov P. K., Postnov A. V.** Quasi-one-dimensional analysis of combustion efficiency in a supersonic flow in the experiment implementation process // AIP Conf. Proc.: XIX Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). — 2018. — V. 2027, N 1. — 030027(10).

Поступила в редакцию 03.06.2019.

После доработки 18.06.2019.

Принята к публикации 28.08.2019.