

ГОРЕНИЕ, ВЗРЫВ И УДАРНЫЕ ВОЛНЫ

УДК 534.222.2

ПРОРЫВ В ТЕОРИИ ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2021 г. С. М. Фролов^{1*}, В. С. Иванов¹

¹Федеральный исследовательский центр химической физики им. Н.Н. Семёнова
Российской академии наук, Москва, Россия

*E-mail: smfrol@chph.ras.ru

Поступила в редакцию 01.10.2020;
после доработки 01.10.2020;
принята в печать 20.10.2020

В работе рассмотрены возможности повышения тягово-экономических характеристик водородно-прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) за счет использования детонационного горения топлива. Расчетно-экспериментальные работы, проведенные в ФИЦ ХФ РАН, доказывают, что использование непрерывно-детонационного горения позволяет расширить диапазон устойчивой и эффективной работы ПВРД на область чисел Маха полета существенно ниже 2.0 (до 1.3–1.5) и существенно выше 5.0 (по крайней мере до $M_0 = 8$) за счет перехода от дефлаграционного горения водорода к более энергоэффективному непрерывно-детонационному горению.

Ключевые слова: детонационное горение, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, водород, трехмерные газодинамические расчеты, аэродинамическая труба, огневые испытания.

DOI: 10.31857/S0207401X21040075

ВВЕДЕНИЕ

Теория цепных реакций, разработанная Н.Н. Семёновым [1], – основа теории горения и детонации. Горением называют быстрое протекание экзотермических химических реакций с прогрессирующим самоускорением, в общем случае осложненное процессами диффузии исходных веществ и продуктов, выделения тепла реакции, распространения тепла по среде и конвективными течениями. Исследования вопросов горения имеют большое значение для науки и техники, в частности для создания высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД).

Классический ПВРД состоит из следующих основных узлов [2]: воздухозаборного устройства (ВЗУ), диффузора, камеры сгорания (КС) и сопла. В ПВРД сверхзвуковой поток тормозится на входе в ВЗУ в косых скачках уплотнения, а геометрические параметры диффузора, КС и сопла подбираются так, чтобы прямой скачок уплотнения при горении топлива в КС подходил как можно ближе к “горлу” ВЗУ, создавая положительное усилие на внутренние поверхности проточного тракта. Горение топлива в КС стабилизируется фронтным устройством. Фронтное устройство создает в КС зоны обратных токов, в которых циркулируют горячие продукты сгорания, служащие источником зажигания для вновь поступающей топливно-воздушной смеси (ТВС). Скорость горения топлива

в ПВРД контролируется турбулентно-молекулярным смешением горючего с воздухом и составляет 10–12 м/с [3], т.е. существенно меньше скорости звука. По существующей классификации стационарных фронтов реакции такое горение называют дефлаграционным.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель имеет ряд преимуществ перед двигателями других типов. Так, конструкция ПВРД значительно проще, чем у турбореактивного двигателя. При числе Маха полета ЛА $M_0 > 2.5$ удельные тяговые характеристики ПВРД сравнимы или превышают аналогичные значения для турбореактивного двигателя. По сравнению с ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ) ПВРД имеет значительно более высокие удельные тяговые характеристики благодаря использованию атмосферного воздуха в качестве окислителя.

Как и другим двигателям, ПВРД присущи определенные недостатки. Так, современные ПВРД начинают эффективно работать, начиная с числа Маха полета $M_0 \approx 2.0$ (число Маха “подхвата”). Максимальная эффективность ПВРД достигается при полете ЛА с $M_0 = 3–4$, а далее с ростом M_0 она снижается. Предельное число Маха, при котором ПВРД еще эффективен, близко к значению $M_0 = 5$. Таким образом, диапазон устойчивой и эффективной работы ПВРД в отношении скорости полета ЛА достаточно узкий. В настоящее время ведется активный поиск способов повыше-

ния тягово-экономических характеристик и расширения диапазона устойчивой и эффективной работы ПВРД.

Проблема создания ПВРД для полета с $M_0 < 2.0$ связана с низким давлением торможения в набегающем воздушном потоке. Так, при полете с $M_0 = 2$ отношение полного давления P_0 к статическому давлению $P_{ст}$ равно $P_0/P_{ст} = 8$, тогда как при $M_0 = 4$ оно достигает значения $P_0/P_{ст} = 150$. Как следствие, торможение воздушного потока в прямом скачке уплотнения приводит к незначительному повышению давления в проточном тракте, недостаточному для создания положительной эффективной тяги, обеспечивающей дальнейший разгон ЛА. Кроме того, в этих условиях трудно обеспечить устойчивую работу ВЗУ. Именно поэтому для разгона ЛА с ПВРД до числа Маха подхвата $M_0 \approx 2.0$, как правило, используются разгонные РДТТ с относительно низкими удельными тяговыми характеристиками. Установка РДТТ значительно увеличивает стартовую массу и габариты ЛА.

При полете ЛА с $M_0 > 4$ эффективность ПВРД снижается из-за увеличения потерь полного давления в прямом скачке уплотнения и повышения температуры торможения набегающего воздушного потока. Последнее снижает термодинамический коэффициент полезного действия (КПД) цикла с дефлаграционным горением вследствие уменьшения разности температур истекающих из КС продуктов сгорания и входящего в КС воздуха. Возможность повышения эффективности ПВРД при полете ЛА с $M_0 > 5$ в основном связывают с организацией горения в сверхзвуковом потоке. В этом случае набегающий воздушный поток не тормозит до дозвуковой скорости, а оставляют сверхзвуковым по всему проточному тракту ПВРД. При такой организации течения температуру газа на входе в КС можно существенно понизить и, следовательно, повысить термодинамический КПД рабочего цикла. Однако, чтобы обеспечить полное молекулярное смешение горючего с окислителем и устойчивое горение образованной ТВС в сверхзвуковом потоке, КС должна иметь большую длину и специальные устройства для аэродинамической стабилизации фронта реакции, что сильно затрудняет практическую реализацию эффективного ПВРД такой схемы.

Одна из возможностей повышения эффективности ПВРД при полете ЛА с $M_0 < 2$ и $M_0 > 5$ – организация спиновой детонационного горения ТВС в КС [4]. Для этого КС выполняют в виде осесимметричного кольцевого канала с гладкими стенками [5]. Воздух в такую КС поступает в осевом направлении, а топливо подается в виде распределенных радиальных струй в том или ином сечении КС. Горение топлива происходит в одной или нескольких детонационных волнах (ДВ), непрерывно циркулирующих с высокой сверх-

звуковой скоростью в кольцевом зазоре КС ниже по течению от пояса подачи горючего. Такое горение называют непрерывно-детонационным, а ПВРД с таким типом горения – детонационным ПВРД (ДПВРД). Важно отметить, что скорость течения на входе в камеру сгорания ДПВРД может быть существенно сверхзвуковой.

Непрерывно-детонационное горение в КС имеет ряд преимуществ перед дефлаграционным горением. Во-первых, термодинамический КПД цикла с детонационным горением значительно выше [6, 7]. Во-вторых, в отличие от дефлаграционного горения, при котором зона энерговыделения распределена по всему поперечному сечению КС, энерговыделение в бегущей ДВ локализовано в узкой зоне реакции. В работах [8, 9] показано, что такая локализация энерговыделения позволяет организовать устойчивый рабочий процесс при низких скоростях полета ЛА с ДПВРД без нарушения работы воздухозаборного устройства. В-третьих, ввиду высокой сверхзвуковой скорости фронта реакции непрерывно-детонационное горение обеспечивает значительно более высокую мощность энерговыделения. В-четвертых, ударная волна, ведущая детонацию, обладает исключительно большой разрушительной силой, что способствует турбулентно-молекулярному смешению жидких или газовых струй горючего с воздухом. Способность ДВ интенсифицировать смешение струй горючего с воздушным потоком и высокая мощность энерговыделения позволяют создавать компактные КС с высокой полнотой сгорания. К недостаткам КС с непрерывно-детонационным горением можно отнести следующие: необходимость работы на составах ТВС, близких к стехиометрическим; необходимость частичного предварительного испарения жидкого горючего для обеспечения достаточной концентрации паровой фазы перед фронтом бегущей ДВ; большие тепловые нагрузки на элементы конструкции камеры сгорания ДПВРД, вызванные высокой температурой продуктов детонации; интенсивные вибрационные нагрузки на элементы конструкции ДПВРД при детонационном горении с одной волной спиновой детонации или с продольнопulseирующей детонацией в КС [10].

В цикле наших работ [8–17] проведены расчетно-экспериментальные исследования возможности расширения области устойчивой и эффективной работы водородного ДПВРД как в сторону снижения числа Маха полета, так и в сторону его повышения по сравнению с классическим ПВРД. Цель данной работы – обобщение полученных результатов. Подчеркнем, что речь идет о новом направлении науки о горении, в котором на сегодняшний день еще не сформированы общепринятые воззрения.

УМЕНЬШЕНИЕ ЧИСЛА МАХА ПОДХВАТА

В работе [8] на основе расчетно-экспериментальных исследований подробно изучена возможность снижения числа Маха подхвата для водородного ДПВРД. Задача состояла в формировании облика ДПВРД для маршевой скорости полета с $M_0 = 2.0$ на уровне моря, проведении трехмерных численных расчетов рабочего процесса в ДПВРД в условиях полета с числом Маха от 1.1 до 2.3, определении числа Маха подхвата и экспериментальной проверке полученных результатов на макете-демонстраторе в импульсной аэродинамической трубе (АТ).

Расчетные исследования

На рис. 1 представлен облик ДПВРД, полученный с помощью многовариантных газодинамических расчетов. Детонационный ПВРД состоит из центрального тела (ЦТ) с передним конусом, цилиндрической частью и задним конусом, ВЗУ и кольцевой КС с газодинамическим изолятором, выполненным в виде обводного канала, расположенного между КС и внешней стенкой ЦТ. В условиях полета набегающий сверхзвуковой газовый поток сначала частично тормозится в косом скачке уплотнения, присоединенном к переднему конусу ЦТ, и в пристеночном пограничном слое, а затем ускоряется в веере волн разрежения с частичным восстановлением параметров и поступает в ВЗУ. Длина цилиндрической части ЦТ подобрана так, чтобы веер волн разрежения не заходил в ВЗУ. Местное число Маха течения на входе в ВЗУ составляет $M \approx 1.1M_0$, местное статическое давление приблизительно равно $0.9P_{ст}$, а расход газа через ВЗУ достигает 94% от расхода газа, рассчитанного по скорости и плотности невозмущенного набегающего потока, а также по площади входного сечения ВЗУ.

После входа в ВЗУ газовый поток разделяется на две части: одна часть поступает в КС, а другая — в обводной канал. В расчетах после зажигания в КС устанавливается непрерывно-детонационное горение горючей смеси, которое обеспечивает ускорение продуктов детонации вниз по потоку с образованием квазистационарной реактивной струи и созданием тяги. Непрерывно-детонационное горение в КС организовано так, чтобы ни горючая смесь, ни продукты детонации не проникали в ВЗУ вверх по потоку. Для условий полета с $M_0 = 2.0$ в расчетах наблюдается устойчивый рабочий процесс с одной ДВ, непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре КС. Тангенциальная и осевая составляющие вектора скорости ДВ — около 1900 и 520 м/с, соответственно, что дает значение нормальной скорости детонации ≈ 1970 м/с. Длина волны в осевом направлении составляет около 70 мм, т.е. половину длины КС.

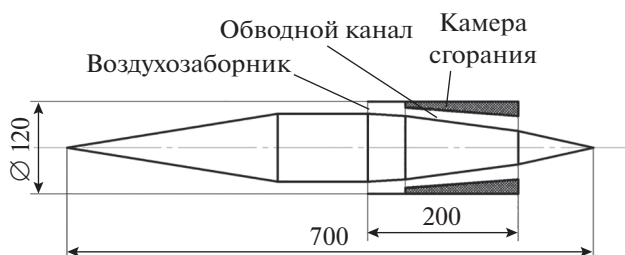


Рис. 1. Облик ПВРД для маршевого числа Маха полета $M = 2.0$. Размеры указаны в мм.

Газовый поток, поступающий в обводной канал, включает в себя пристеночный пограничный слой, образованный при обтекании ЦТ. Это исключает негативное влияние пограничного слоя на заполнение КС горючей смесью. Также газовый поток, направленный в обводной канал в обход КС, с одной стороны, обеспечивает охлаждение внутренней стенки КС, а с другой — предотвращает газодинамическое влияние непрерывно-детонационного горения горючей смеси в КС на течение газового потока на входе в ВЗУ. Детонационное горение горючей смеси в КС сопровождается генерацией газодинамических возмущений в виде ударных волн, бегущих по направлению к ВЗУ, которые вызывают повышение давления во входном сечении ВЗУ. Это может привести к нарушению работы ВЗУ и срыву непрерывно-детонационного горения в КС. Так как передняя кромка стенки, отделяющей КС от обводного канала, смещена в глубь ВЗУ, при выходе из КС такие ударные волны эффективно ослабляются и трансформируются в слабые акустические возмущения, которые не нарушают работу ВЗУ, но способствуют созданию дополнительной реактивной тяги при истечении струи из обводного канала.

Численная оптимизация геометрических параметров ДПВРД была направлена на подбор площадей сечений ВЗУ, КС и обводного канала. Площади подобраны так, чтобы обеспечить устойчивую работу ДПВРД как минимум с одной ДВ и устойчивую работу ВЗУ без “выбитого” скачка. Площади выходных сечений подобраны так, чтобы обеспечить практически полное расширение продуктов детонации и газа, протекающего через обводной канал, до атмосферного давления. Расчеты показали, что тяга ДПВРД создается при детонационном сжигании водорода с $\approx 35\%$ воздуха, поступающего в ДПВРД, тогда как $\approx 65\%$ воздуха проходит через обводной канал.

Расчеты рабочего процесса с изменением числа Маха набегающего потока при прочих равных условиях показали, что расчетная эффективная тяга ДПВРД становится положительной при $M_0 \geq 1.3$, максимальное значение эффективной тяги (510 Н) достигается при $M_0 = 2$, а при $M_0 \geq 2.8$ непрерыв-

но-детонационный рабочий процесс неустойчив: он необратимо срывается без какого-либо остаточного горения водорода.

Экспериментальные исследования

На основе полученного расчетным путем облика ПВРД разработан и изготовлен макет-демонстратор длиной 730 мм с КС диаметром 120 мм, работающий на водороде. Водород подается в КС из коллектора на внешней стенке через пояс равноудаленных отверстий диаметром 0.8 мм (120 штук) с давлением подачи не более 3 МПа. Для иницирования непрерывно-детонационного рабочего процесса использовался инициатор детонации, работающий на водородно-кислородной смеси.

Огневые испытания макета-демонстратора проводились в импульсной аэродинамической трубе ФИЦ ХФ РАН с числом Маха набегающего потока воздуха от $M_0 = 0.9$ до $M_0 = 2.5$ и нормальным атмосферным давлением. Макет-демонстратор устанавливали на тяговый стол по оси сверхзвукового сопла с нулевым углом атаки. С помощью предварительных трехмерных газодинамических расчетов определено место установки макета-демонстратора по отношению к срезу сопла, при котором обтекание макета-демонстратора сверхзвуковой воздушной струей было максимально приближено к его обтеканию безграничным сверхзвуковым потоком. Дополнительно проведены расчеты обтекания макета-демонстратора ДПВРД, установленного на тяговом столе, сверхзвуковым воздушным потоком. Расчетные значения силы аэродинамического сопротивления ДПВРД, F_d , в набегающем воздушном потоке при $M_0 = 2.0$ и 1.5 составили -700 и -450 Н соответственно.

Система измерений параметров рабочего процесса в камере сгорания ДПВРД включала в себя низкочастотный датчик статического давления и высокочастотный датчик пульсаций давления. Кроме того, датчиком усилия измерялась сила, действующая на макет-демонстратор. В испытаниях также измерялись параметры стенда: статическое давление в воздушном ресивере, в камере высокого давления и на срезе сверхзвукового сопла АТ.

Результаты огневых испытаний подтвердили возможность организации устойчивого непрерывно-детонационного горения водорода в ДПВРД разработанной конструкции. В экспериментах получены характерные для непрерывно-детонационного горения записи датчика пульсаций давления с регулярными пульсациями треугольной формы, имеющими крутой фронт и постоянную частоту. При изменении коэффициента избытка воздуха (α) изменялись рабочий процесс в КС и его характерная частота: от ~ 800 до 2000 Гц.

На рис. 2 представлены кадры видеосъемки рабочего процесса в ДПВРД с $M_0 = 0.9$, 1.5 и 2.0 с значением α , близким к 1.0 . При $M_0 = 0.9$ непрерывно-детонационное горение переходило в режим дефлаграционного горения в зонах отрыва течения в области переднего конуса ВЗУ. При $M_0 = 1.5$ ДПВРД работал нормально: никаких признаков нарушения работы ВЗУ не наблюдалось. При $M_0 = 2.0$ воздухозаборное устройство макета-демонстратора работало в нерасчетном режиме. Нарушение работы ВЗУ в испытаниях с $M_0 = 2.0$ связано с формированием зон отрыва течения на переднем конусе ДПВРД вследствие турбулентности набегающего воздушного потока. При $M_0 = 2.5$ рабочий процесс срывался из-за повышения числа Маха на входе в камеру сгорания и ее малой длины. Чтобы ДПВРД выбранной конфигурации эффективно работал при $M_0 \geq 2.5$, необходимо уменьшать площадь входного сечения в КС, снижая скорость потока.

Во всех огневых испытаниях измеренное значение силы, действующей на макет-демонстратор, было отрицательным. Это вызвано высоким аэродинамическим сопротивлением системы крепления модели на тяговом столе (см. выше). Если исключить последнее из аэродвигательного баланса, эффективная тяга получится положительной: ≈ 200 Н при $M_0 = 1.5$ и ≈ 160 Н при $M_0 = 2.0$. Снижение эффективной тяги при $M_0 = 2.0$ вызвано потерями, возникающими при нерасчетной работе ВЗУ.

Обеднение состава ТВС водородом до $\alpha > 1.6$ приводило к срыву непрерывно-детонационного горения, причем эффективная тяга ДПВРД оставалась положительной до $\alpha = 1.5$ при $M_0 = 1.5$ и до $\alpha = 1.3$ при $M_0 = 2.0$. Максимальный измеренный удельный импульс составлял $I_{sp} \approx 1600$ с и достигался при максимальном значении α , при котором в камере сгорания ДПВРД наблюдалось устойчивое непрерывно-детонационное горение. Удельный импульс для режимов работы ДПВРД на стехиометрической ТВС с максимальной тягой составил $I_{sp} \approx 1200-1400$ с.

Таким образом, нами экспериментально доказано, что использование непрерывно-детонационного горения позволяет расширить диапазон устойчивой и эффективной работы ПВРД на области чисел Маха полета существенно ниже 2.0 : число Маха подхвата для водородного ДПВРД может принимать значения на уровне $M_0 = 1.5$ (теоретически – на уровне $M_0 = 1.3$).

УВЕЛИЧЕНИЕ ЧИСЛА МАХА ПОЛЕТА

В работах [9–17] на основе расчетно-экспериментальных исследований подробно изучена возможность расширения диапазона устойчивой и

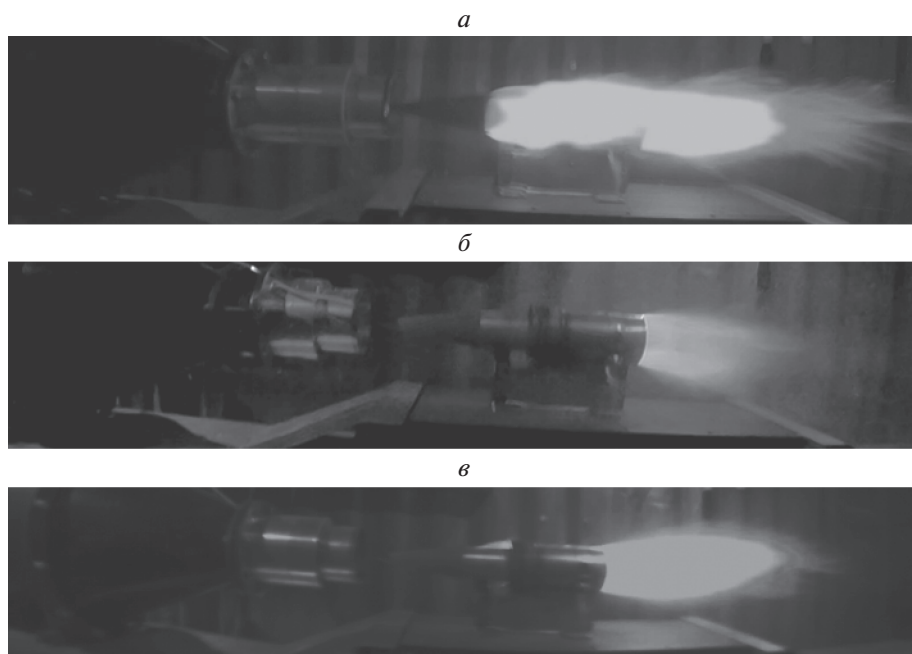


Рис. 2. Кадры видеосъемки рабочего процесса в ДПВРД с $M = 0.9$ (а), 1.5 (б) и 2.0 (в) с коэффициентом избытка воздуха α , близким к 1.0.

эффективной работы ПВРД на область чисел Маха полета $M_0 \geq 5$ за счет перехода от дефлаграционного горения водорода к непрерывно-детонационному горению.

Расчетные исследования

В работах [9, 10] с помощью многовариантных трехмерных численных расчетов разработан облик ДПВРД для атмосферного полета с числом Маха $M_0 = 5.0$ на высоте 20 км (рис. 3). Детонационный ПВРД включает в себя сверхзвуковое ВЗУ с центральным телом и расширяющуюся кольцевую КС. Сверхзвуковой воздушный поток тормозится в трех косых скачках уплотнения до некоторой сверхзвуковой скорости в “горле” ВЗУ. Газообразный водород подается через пояс радиальных отверстий на внешней и/или внутренней стенках проточного тракта в области горла ВЗУ. Общая длина ДПВРД, включая ВЗУ, составила около четырех калибров КС. Расчеты показали возможность устойчивого непрерывно-детонационного горения водорода в таком ДПВРД и получения значительной положительной эффективной тяги силовой установки при удельном импульсе по топливу до 2600 с.

В установившемся рабочем процессе с одной ДВ, непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре КС, фронт ДВ сильно наклонен навстречу набегающему воздушному потоку. Угол наклона фронта ДВ определяется числом Маха на входе в КС и числом Маха ДВ. Результаты расчетов показали,

что при $M_0 = 5$ оптимальная скорость в горле ВЗУ, которое является входом в КС, составляет $M_r \approx 2.0-2.5$ и зависит от состава ТВС.

Экспериментальные исследования

Для экспериментальной проверки полученных результатов нами разработан и изготовлен макет-демонстратор ДПВРД с камерой сгорания диаметром 310 мм и длиной 1050 мм, соответствующий облику на рис. 3. Диаметр передней кромки внешней обечайки ВЗУ равен 284 мм. Водород в КС подается через кольцевой пояс из 200 равномерно распределенных радиальных отверстий диаметром 0.8 мм, расположенный на центральном теле на расстоянии 10 мм вниз по потоку от горла ВЗУ. Для управления детонационным горением в макете-демонстраторе предусмотрена воз-

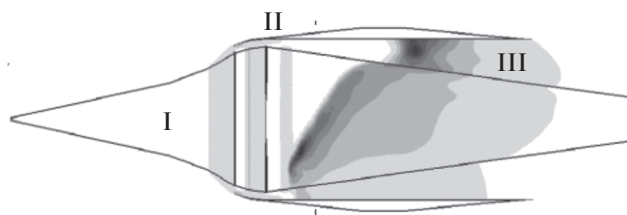


Рис. 3. Облик ДПВРД с непрерывно-детонационной камерой сгорания для условий полета с числом Маха $M = 5$ на высоте $H = 20$ км: I – ВЗУ, II – горло ВЗУ, III – КС.

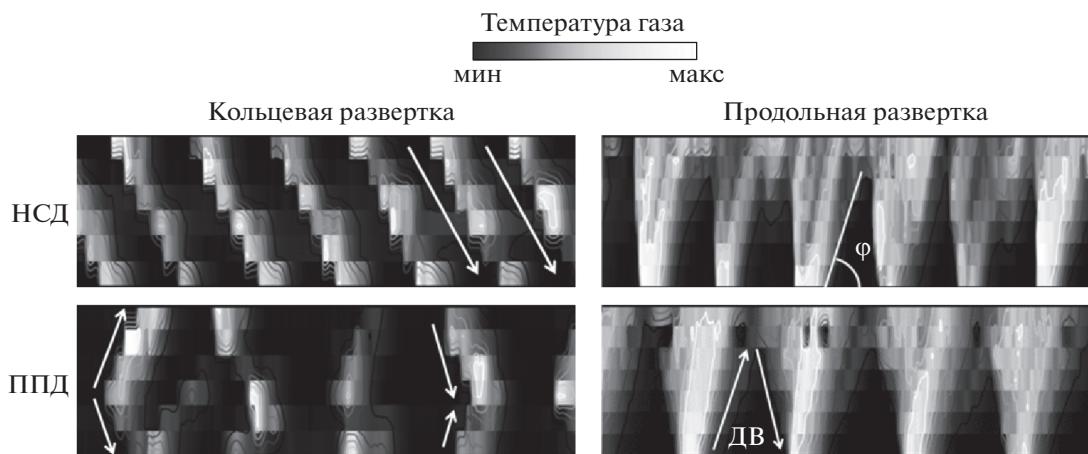


Рис. 4. Примеры визуализации рабочего процесса с НСД и ППД водорода в виде кольцевой и продольной разверток записей ионизационных зондов.

возможность дросселирования потока в выходном сечении КС с помощью присоединения к центральному телу плоских дроссельных дисков диаметром 200, 220 и 240 мм (далее – Д200, Д220 и Д240) с острыми кромками, перекрывающих сечение кольцевого зазора КС на 30, 40 и 50% соответственно.

Испытания макета-демонстратора проведены в аэродинамических трубах ИТПМ СО РАН “Транзит-М” и “АТ-303”. Проведено две серии огневых испытаний. Первая серия выполнена в АТ “Транзит-М” при числах Маха набегающего воздушного потока от $M_0 = 4$ до $M_0 = 8$ и температуре торможения воздуха $T_0 = 300$ К [11–13]. Вторая серия выполнена в АТ “АТ-303” при числе Маха $M_0 = 5.7$ и реальной температуре торможения воздушного потока $T_0 = 1500$ К [14–17] (давление торможения $P_0 = 1.6$ МПа).

Следует отметить, что во всех испытаниях для успешного инициирования детонации ТВС требовалось использовать дроссельные диски. Однако в отличие от первой серии экспериментов, в которой приходилось применять внешнее зажигание с помощью водородно-кислородного детонатора, во второй серии детонация инициировалась самопроизвольно, без детонатора.

В зависимости от числа Маха набегающего воздушного потока и состава ТВС в экспериментах зарегистрированы два типа рабочего процесса: с непрерывной спиновой детонацией (НСД) и с продольно-пульсирующей детонацией (ППД) водорода – предельным режимом непрерывно-детонационного горения [18]. На рис. 4 показаны примеры “визуализации” этих режимов в виде продольной и кольцевой разверток по времени записей ионизационных зондов, установленных в КС. Режим НСД характеризуется постоянной скоростью вращения детонационной волны в

кольцевом зазоре КС, которая видна на кольцевой развертке в виде светлых линий с постоянным углом наклона. Частота вращения ДВ на рис. 4 равна ≈ 1250 Гц, что соответствует видимой скорости распространения ДВ в тангенциальном направлении ≈ 1200 м/с. Соответствующая продольная развертка сигналов показывает, что высота ДВ близка к 200 мм. Вычисляя разницу по времени между сигналами на последнем и первом (по течению) ионизационных зондах, расположенных вдоль оси КС, можно оценить угол наклона ДВ к оси КС и оценить нормальную скорость распространения ДВ при НСД: 1500–1700 м/с. По углу φ (см. рис. 4) можно оценить величину скорости свежей смеси перед фронтом ДВ: 550–750 м/с, что соответствует местному числу Маха $M = 1.5–2.0$. Рассчитанные на основе экспериментальных данных форма и скорость ДВ хорошо согласуются с данными, полученными с помощью многомерных численных расчетов.

Рабочий процесс с ППД на кольцевой развертке сигналов ионизационных зондов регистрируется в виде светлых полос с ярко выраженными изломами – лидирующими точками, соответствующими опережающему приходу ДВ на тот или иной зонд со стороны выходного сечения КС. В этом случае полосы, отходящие в обе стороны от лидирующей точки, соответствуют распространению ДВ по окружности КС со скоростью около 1800 м/с. Характерная частота рабочего процесса в режиме ППД составляет 900 Гц. По продольной развертке сигналов для такого режима можно заключить, что периодическое реиницирование детонации происходит в свежей смеси на расстоянии 200–250 мм от горла ВЗУ, а образованная ДВ распространяется вверх по потоку с видимой скоростью около 1000 м/с, т.е. скорость детонации составляет 1550–1750 м/с. Записи датчиков

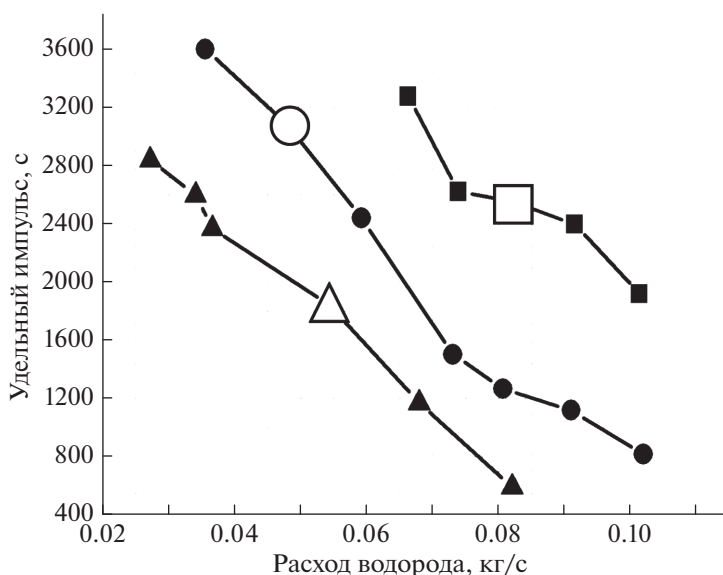


Рис. 5. Экспериментальные зависимости удельного импульса от расхода водорода для $M = 5$ (■), 6 (●) и 8 (▲). Светлые точки соответствуют режимам горения с коэффициентом избытка воздуха α , близким к 1.0.

полного и статического давлений, установленных в горле ВЗУ, и видеосъемка течения в области ВЗУ, в том числе с использованием теневых приборов, показали отсутствие нарушений течения на входе в воздухозаборное устройство ДПВРД.

На рис. 5 представлены экспериментальные зависимости удельного импульса по топливу от расхода водорода. Эти зависимости получены по значениям измеренной тяги ДПВРД и измеренного расхода водорода. Обработка данных показала, что для всех скоростей набегающего воздушного потока удельный импульс растет с уменьшением расхода водорода и достигает максимального значения при его минимальном расходе, при котором еще регистрировалось детонационное горение в КС. Удельный импульс для ТВС околостехиометрического состава составил 2400–2800 с, что хорошо согласуется с результатами трехмерного численного расчета (2600 с). Максимальные значения удельного импульса получены для режимов с числом Маха $M_0 = 5$ и 6. Для $M_0 = 8$ максимальный удельный импульс ниже на 200–300 с вследствие снижения давления в КС.

Основное отличие второй серии огневых испытаний от первой – использование набегающего сверхзвукового воздушного потока с реальной температурой торможения, т.е. моделирование условий атмосферного полета ЛА с ДПВРД. Повышение температуры торможения привело к более устойчивому рабочему процессу с НСД, причем характерная частота вращения ДВ увеличилась до 1300 Гц. Повышение коэффициента избытка воздуха до $\alpha = 1.4$ приводило к срыву рабочего процесса с НСД: наблюдался рабочий процесс с

ППД. Дальнейший рост α до 1.6 приводил к срыву детонационного горения в КС. Результаты измерений тяги ДПВРД показали снижение измеренного удельного импульса по топливу на ~200 с по сравнению с экспериментами с холодным потоком. При $\alpha = 1.2$ значение удельного импульса по топливу составило 3300 с.

Таким образом, нами экспериментально доказано, что использование непрерывно-детонационного горения позволяет расширить диапазон устойчивой и эффективной работы ПВРД на область чисел Маха полета существенно выше 5.0 за счет перехода от дефлаграционного режима горения водорода к непрерывно-детонационному.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Расчетно-экспериментальные работы, проведенные в ФИЦ ХФ РАН, доказывают, что использование непрерывно-детонационного горения позволяет расширить диапазон устойчивой и эффективной работы ПВРД на область чисел Маха полета существенно ниже 2.0 (до 1.3–1.5) и существенно выше 5.0 (по крайней мере до $M_0 = 8$) за счет перехода от дефлаграционного режима горения водорода к более энергоэффективному непрерывно-детонационному. Фактически в этих работах созданы основы проектирования прямого воздушного реактивного двигателя нового типа – детонационного ПВРД.

Работа выполнена при поддержке Российским научным фондом (проект № 18-73-10196).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семенов Н.Н. Цепные реакции. Л.: Госхимтехиздат, 1934.
2. Иноземцев Н.В. Основы теории реактивных двигателей. М.: Изд-во ДОСААФ, 1952.
3. Ильяшенко С.М., Талантов А.В. Теория и расчет прямооточных камер сгорания. М.: Машиностроение, 1964.
4. Войцеховский Б.В. // Докл. АН СССР. 1959. Т. 129. № 6. С. 1254.
5. Быковский Ф.А., Ждан С.А. Непрерывная спиновая детонация. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013.
6. Зельдович Я.Б. // ЖТФ. 1940. Т. 10. Вып. 17. С. 1455.
7. Фролов С.М., Аксёнов В.С., Дубровский А.В., Иванов В.С., Шамшин И.О. // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51. № 2. С. 102.
8. Иванов В.С., Фролов С.М., Зангиев А.Э., Звегинцев В.И., Шамшин И.О. // Горение и взрыв. 2020. Т. 13. № 1. С. 66.
9. Дубровский А.В., Иванов В.С., Зангиев А.Э., Фролов С.М. // Горение и взрыв. 2016. Т. 9. № 2. С. 80.
10. Дубровский А.В., Иванов В.С., Зангиев А.Э., Фролов С.М. // Хим. физика. 2016. Т. 35. № 6. С. 49.
11. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С. и др. // Горение и взрыв. 2017. Т. 10. № 3. С. 26.
12. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С. и др. // Докл. АН. 2017. Т. 474. № 1. С. 51.
13. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С. и др. // Физика горения и взрыва. 2018. Т. 54. № 3. С. 116.
14. Frolov S.M., Zvegintsev V.I., Ivanov V.S. et al. // Intern. J. Hydrogen Energy. 2017. V. 42. P. 25401.
15. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С. и др. // Горение и взрыв. 2018. Т. 11. № 1. С. 54.
16. Фролов С.М., Звегинцев В.И., Иванов В.С. и др. // Докл. АН. 2018. Т. 481. № 3. С. 277.
17. Frolov S.M., Zvegintsev V.I., Ivanov V.S. et al. // Intern. J. Hydrogen Energy. 2018. V. 43. P. 7515.
18. Frolov S.M., Aksenov V.S., Ivanov V.S., Shamshin I.O. // Intern. J. Hydrogen Energy. 2015. V. 40. P. 1616.