

Список литературы

1. Landman M. J., Derksen M. A. F., Kok J. B. W. Effect of combustion air dilution by water vapor or nitrogen on NO_x emission in a premixed turbulent natural gas flame: an experimental study. — Combust. Sci. and Tech. 2006. — V.178. — p. 623.
2. Масленников В.М., Штеренберг В.Я. Высокоэкономичная парогазовая установка для совместного производства электроэнергии и тепла. — Теплофизика высоких температур, 2011. — Т.49. — №5. — с.777.
3. Bityurin V.A., Vocharov A.N. and Filimonova E.A. Simulation of the physical and chemical processes in the chemical compression reactor. In: Combustion and atmospheric pollution, Edited by G.D. Roy, S.M. Frolov, A.M. Starik. —M.: Torus Press Ltd., 2003. — p.188.
4. Гордин К.А., Масленников В.М., Филимонова Е.А. Оценка уровня эмиссии оксидов азота при подаче пара с природным газом в камеру сгорания газотурбинной установки.—Теплофизика высоких температур, 2013, — Т. 51.— № 6. — с. 937.

УПРАВЛЯЕМОЕ ДЕТОНАЦИОННОЕ ГОРЕНИЕ

С.М. Фролов, ИХФ РАН, Москва, smfrol@chph.ras.ru

В работе [1] рассмотрен вопрос о возможности распространения непрерывной спиновой детонации (НСД) в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) со сверхзвуковой скоростью натекающего потока. Получено численное решение для водородно-кислородной (не воздушной!) смеси в кольцевой цилиндрической камере сгорания вплоть до числа Маха натекающего потока $M_0 = 3.0$.

Позднее, в работе [2] в двумерной нестационарной постановке проведено обобщение постановки задачи [1] об НСД в кольцевой камере сгорания, учитывающее предварительное изэнтропическое или ударно-волновое сжатие сверхзвукового потока водородно-кислородной (не воздушной!) смеси в диффузоре. На основе проведенных расчетов в [2] делаются следующие выводы:

- область реализации НСД в кольцевой камере сгорания ограничена сверху по числу Маха натекающего сверхзвукового потока M_0 : $M_0 < 3/4 \cdot M_{СД}$, где $M_{СД} = 5.265$ – число Маха волны детонации Чепмена-Жуге для стехиометрической $2\text{H}_2 + \text{O}_2$ смеси, т.е. максимальная скорость полета летательного аппарата с таким двигателем $M_0 = 4.0$;
- при $M_0 > 2.5$ в кольцевой камере сгорания реализуется стационарный режим с «выбитой» ударной волной;
- расчетный удельный импульс, создаваемый НСД, при $M_0 = 2.0$ и 3.0 ниже удельного импульса идеального ПВРД.

Выводы [2] противоречат работе [3], где рассматривается возможность реализации НСД в диапазоне чисел Маха M_0 вплоть до $M_{СД}$. Кроме того, выводы [2] противоречат работе [4], в которой путем трехмерных расчетов доказана возможность реализации НСД при сверхзвуковой скорости потока предварительно перемешанной водородно-воздушной (не кислородной!) смеси в кольцевой камере сгорания с зазором шириной 20 мм с в условиях, соответствующих полету с числом Маха 4.0. Наконец, выводы [2] противоречат работе [5], в которой приведены результаты успешных экспериментальных исследований НСД водородно-воздушной (не кислородной!) смеси для условий, моделирующих

сверхзвуковой полет с числом Маха 4.0. Продолжительность непрерывно-детонационного горения водорода в опытах [5] составила более 3 с, что позволило зарегистрировать в кольцевом зазоре несколько тысяч оборотов детонационной волны при числе Маха воздушного потока на входе в камеру сгорания 1,93.

Причиной имеющихся противоречий выводов [2] с результатами [3–5] могут быть, например, двумерная аппроксимация течения и граничные условия в выходном сечении кольцевой камеры сгорания. Влияние этих факторов обсуждалось в [6, 7], где проведены трехмерные расчеты рабочего процесса в кольцевой непрерывно-детонационной камере сгорания с отдельной подачей водорода и воздуха. В [6, 7] показано, что распределения плотности, температуры, числа Маха и осевой составляющей скорости в различных сечениях камеры сгорания являются существенно трехмерными, и лишь распределение статического давления приближается к двумерному с увеличением расстояния от днища камеры. Другими словами, аппроксимация течения в кольцевой камере сгорания путем ее «разворачивания» на плоскость в пренебрежении радиальными неоднородностями, строго говоря, искажает реальную трехмерную картину течения. Трехмерные расчеты в [6] показали, что предположение о сверхзвуковом истечении на выходе двумерной расчетной области (как в [2]) не всегда корректно: в выходном сечении могут существовать обширные зоны дозвукового истечения продуктов детонации.

Цель данной работы – с помощью многовариантных трехмерных численных расчетов изучить возможность организации непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевой камере сгорания летательного аппарата осесимметричной конструкции в условиях полета с числом Маха 5.0 на высоте 20 км при использовании водорода в качестве топлива и атмосферного воздуха в качестве окислителя, причем водород и воздух могут подаваться в камеру сгорания в виде предварительно подготовленной смеси, как в [4] или отдельно, как в [6, 7].

В работе предложены концептуальные схемы воздушно-реактивного непрерывно-детонационного двигателя со сверхзвуковым входным устройством, расширяющейся камерой сгорания и выходным соплом с усеченно-коническим центральным телом. Расчеты внутреннего и внешнего течений с учетом конечной скорости турбулентно-молекулярного смешения компонентов горючего друг с другом и с продуктами их горения, а также конечной скорости химических превращений и вязкого взаимодействия течения с ограничивающими поверхностями показали, что в указанных условиях полета двигатель с отдельной подачей воздуха и водорода может обладать следующими характеристиками: эффективной тягой 6.1 кН, тягой 8.5 кН, удельной тягой 0.7 кН*с/кг, удельным импульсом 970 с при суммарном коэффициенте избытка горючего 2.5, удельным расходом топлива (водорода) 0.38 кг/Н/час и тягой по внутренним поверхностям двигателя («внутренней» тягой) 11.2 кН. При этом в камере сгорания может быть реализован рабочий процесс с одной детонационной волной, бегущей в кольцевом зазоре со средней скоростью 1680 м/с, а частота вращения детонационной волны равна 1350 Гц.

Предсказательная способность используемой физико-математической модели течения была ранее проверена на экспериментальных данных по непрерывно-детонационному горению водородно-воздушной смеси, полученных группами из ИГиЛ СО РАН и ИХФ РАН для кольцевых камер сгорания внешним диаметром 306 мм и 406 мм соответственно, и показала хорошее согласие с измерениями по количеству одновременно вращающихся детонационных волн, по скорости детонационной волны, по высоте детонирующего слоя, по давлению в камере сгорания и по развиваемой тяге.

Список литературы

1. Ждан С.А. // Физика горения и взрыва, 2008.Т. 44. № 6. С. 83.
2. Ждан С.А., Рыбников А.И. // Физика горения и взрыва, 2014. Т. 50. № 5. С. 63.
3. Фудживара Т., Хишида, М. Киндрацки Ж., Волански П. // Физика горения и взрыва, 2009. Т. 45. № 5. С. 108.
4. Liu S., Liu W., Jiang L., Lin Z. // Proc. ICDERS-2015, Leeds, 157.
5. Wang C., Liu W., Liu S., Jiang L., Lin Z. // Int. J. Hydrogen Energy, 2015.
6. Дубровский А. В., Иванов В. С., Фролов С. М. // Химическая физика, 2015. Т. 34. № 2. С. 65.
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.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ОБРАЗЕЦ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНО-ДЕТОНАЦИОННОГО ТЯГОВОГО МОДУЛЯ

С.М. Фролов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва, smfrol@chph.ras.ru

В.С. Иванов, ИХФ РАН, Москва

В.С. Аксенов, ИХФ РАН, МИФИ, Москва

И.О. Шамшин, ИХФ РАН, МИФИ, Москва

Цель работы – разработка и создание экспериментального образца воздушно-реактивного импульсно-детонационного тягового модуля с циклическим инициированием детонации за счет быстрого перехода горения в детонацию в воздушной смеси жидкого моторного топлива при зажигании слабым источником, а также огневые испытания образца и измерение его тяговых характеристик в свободной воздушной струе на аэродинамическом стенде.

Тяговый модуль разработан на основе импульсно-детонационной камеры сгорания оригинальной конструкции [1] (рис.1). Модуль состоит из дозвукового воздухозаборника, смесительно-зажигающего устройства, камеры сгорания и сопла. Модуль устанавливается на тягоизмерительном столе напротив сопла аэродинамической трубы ИХФ РАН (рис.2). Аэродинамическая труба позволяет создавать равномерный воздушный поток со средней скоростью до 200 м/с в свободной струе в течение не менее 10 сек. Управление расходом воздуха осуществляется цифровым управляющим устройством с помощью подачи сигналов на 32 электромагнитных клапана.

Конструкция тягового модуля выполнена по модульно-блочной схеме, что допускает смену отдельных узлов модуля и его модификацию. Так, в частности, изготовлены три варианта воздухозаборников: с механическим клапаном с управлением от пневмопривода, с механическим автоматическим клапаном и с в бесклапанном исполнении. На рис. 3 показана фотография аэродинамической трубы с установленным тяговым модулем без кожуха-обтекателя, но с ми датчиками давления и ионизации.

Проведены огневые испытания тягового модуля при его работе на жидкой пропан-бутановой смеси с частотой до 40 Гц в свободной воздушной струе с числом Маха набегающего потока до 0,6. Экспериментально получены значения удельного импульса (по топливу) на уровне 1200–1300 с.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (грант 14-13-00082).