

ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНОГО
ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА
С ЧИСЛОМ МАХА ОТ 0,8 ДО 5,0

С. М. Фролов, А. Э. Зангиев, В. С. Иванов

ИХФ РАН
г. Москва, Россия

Возможность повышения тяговых характеристик прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) связывают с использованием импульсно-детонационных камер сгорания [1]. Циклический рабочий процесс в таких камерах включает следующие стадии: (1) заполнение камеры горючей смесью; (2) зажигание смеси, ускорение пламени и переход горения в детонацию (ПГД)*; (3) сжигание смеси в бегущей детонационной волне; (4) опустошение камеры от продуктов горения и детонации. Термодинамический цикл такого процесса близок к циклу Хампри — циклу с горением при постоянном объеме. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели с такими камерами называют импульсными детонационными двигателями (ИДД).

В литературе имеются оценки теоретического удельного импульса ИДД [2, 3]. Считается, что при работе ИДД на водороде или на углеводородном горючем удельный импульс может достигать очень больших значений: 5500 и 2500 с (по расходу горючего) соответственно в широком диапазоне чисел Маха полета: от 0 до 4–5. Однако эти оценки получены на основе ряда упрощений — для одиночного цикла, в предположении мгновенного инициирования детонации, в условиях на уровне моря, в отсутствие набегающего потока, в одномерном приближении. В работах [4–6] впервые проведено многомерное численное моделирование циклического рабочего процесса в ИДД с механическим клапаном при сверхзвуковом полете с числом Маха 3 на разных высотах (от 8 до 28 км над уровнем моря) с учетом конечного времени ПГД в углеводородно-воздушной смеси и интеграции импульсно-детонационной камеры сгорания с входным и выходным устройствами двигателя. Показано, что в этих условиях в ИДД можно организовать высокочастотный ($\sim 50\text{--}80$ Гц) циклический рабочий процесс с зажиганием горючей смеси слабым источником ($\sim 0,1$ Дж) и ПГД. Удельный импульс и удельный расход топлива для ИДД, работающего на стехиометрической пропановоздушной смеси, в условиях полета на высотах до 26 км составили соответственно

*Для прямого инициирования детонации требуется неприемлемо большой уровень энергии инициирования.

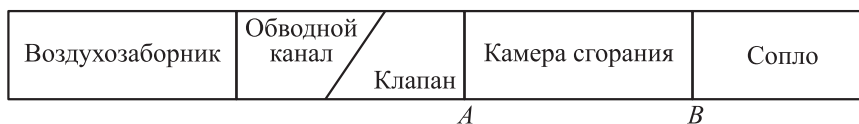


Рис. 1 Схема ИДД с воздухозаборником, обводным каналом, механическим клапаном, импульсно-детонационной камерой сгорания и соплом

1700–1800 с и 0,19–0,21 кг/(Н·ч), что очень близко к аналогичным показателям идеального ПВРД на обычном горении, но при работе на бедной топливоздушной смеси (ТВС) с коэффициентом избытка горючего 0,7. Что касается удельной тяги ИДД, то ее расчетные значения в этих условиях оказались выше на 18%–38%, чем аналогичный показатель для идеального ПВРД на обычном горении.

Задачи, решаемые в данной работе, — доказательство возможности реализации циклического импульсно-детонационного рабочего процесса в ИДД (в компоновке с входным устройством и соплом) при дозвуковом полете с числом Маха 0,8 на малых высотах (до 500 м) и при сверхзвуковом полете с числом Маха 5,0 на высоте 28 км с учетом всех физико-химических особенностей окисления и горения углеводородного горючего, а также конечного времени ускорения турбулентного пламени и ПГД. Работа является продолжением исследований, начатых в [4–6].

На рис. 1 показана схема осесимметричного ИДД, состоящего из входного устройства (воздухозаборника), кольцевого обводного канала, механического клапана, импульсно-детонационной камеры сгорания и выходного устройства (сопла). В работе рассмотрены два варианта ИДД: для дозвукового полета с числом Маха 0,8 и для сверхзвукового полета с числом Маха 5,0.

В варианте двигателя для дозвукового полета в качестве входного устройства используется дозвуковой воздухозаборник малой относительной длины, а в качестве выходного устройства — сопло Лавала. Как и в [4–6], двигатель оборудован кольцевым обводным каналом, обеспечивающим непрерывное течение воздуха через воздухозаборник, когда доступ воздуха в камеру сгорания закрыт механическим клапаном. В камере сгорания предусмотрены коллектор подачи топлива (газообразный пропан), источник зажигания (энергия зажигания 0,1 Дж) и препятствия-турбулизаторы, обеспечивающие быстрый ПГД. Рассматривали работу ИДД на стехиометрической пропановоздушной смеси, т. е. при коэффициенте избытка горючего в смеси $\Phi = 1$. Коэффициент заполнения камеры сгорания смесью принимали равным $\chi = 0,9$. Коэффициент заполнения определяли как отношение массы горючего, подаваемого в камеру сгорания ИДД, к массе горючего при полном заполнении камеры (на рис. 1: от сечения A до B) стехиометрической смесью при прочих равных условиях. Основные размеры двигателя: полная длина 1,3 м, диаметр камеры сгорания 82 мм.

В варианте двигателя для сверхзвукового полета в качестве входного устройства используется сверхзвуковой диффузор с коническим обтекателем, обеспечивающий максимальное восстановление давления при нулевом угле атаки, а в качестве выходного устройства — сопло Лавала. Двигатель также оборудован кольцевым обводным каналом и механическим клапаном, а в камере сгорания имеются коллектор подачи топлива (газообразный пропан), источник зажигания (энергия зажигания 0,1 Дж) и препятствия-турбулизаторы для быстрого ПГД. Коэффициенты Φ и χ принимали те же значения: $\Phi = 1$ и $\chi = 0,9$. Основные размеры двигателя: полная длина 2,2 м, диаметр камеры сгорания 82 мм.

Как и в [4–6], рабочий процесс в ИДД моделировали численно в двумерном осесимметричном приближении. Математическая модель течения, положенная в основу расчетов, — осредненные по Рейнольдсу уравнения сохранения массы, количества движения и энергии для нестационарного, сжимаемого, турбулентного, реагирующего течения. Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии моделировали с помощью k - ε модели турбулентности (k — кинетическая энергия турбулентности, ε — ее диссипация). Моделирование химических источников при турбулентном горении и ПГД требовало учета вкладов как фронтального горения, так и объемных предпламенных реакций. Для их определения использовали алгоритм явного выделения фронта пламени (ЯВП), а вклады объемных реакций определяли с помощью метода частиц (МЧ).

Систему определяющих уравнений, дополненную k - ε моделью турбулентности и сопряженной моделью ЯВП–МЧ, замыкали калорическим и термическим уравнениями состояния идеального газа с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями.

Все теплофизические параметры газа считались переменными. Для численного решения использовали метод, основанный на конечно-объемной дискретизации уравнений с первым порядком аппроксимации по пространству и по времени. Чтобы избежать чрезмерного сгущения сетки к твердым поверхностям с прилипанием потока, использовали стандартный метод пристеночных функций.

Для определения тяговых характеристик ИДД проводили расчеты четырех–пяти рабочих циклов (до достижения полностью воспроизводимого периодического режима работы) с учетом внешнего обтекания двигателя. При этом рассчитывались силы давления (интеграл абсолютного давления по поверхности) и силы вязкого сопротивления (интеграл вязких касательных напряжений по поверхности), действующие на все твердые поверхности ИДД как во внутреннем, так и во внешнем течении. Незначительное влияние размеров расчетных ячеек на структуру течения и на полученные тяговые характеристики проверялось специальными расчетами на существенно более мелких сетках.

Таблица 1 Результаты расчетов для полета ИДД с числом Маха 0,8, 3,0 и 5,0 на разных высотах

Z , км	P_a , МПа	T_a , К	f , Гц	R , Н	$I_{уд}$, с	C_P	$R_{уд}$, кН/(кг/с)	$C_{уд}$, кг/(Н·ч)	m_f , г/с
Полет с числом Маха 0,8									
0	0,101	288,2	75	263(218)	1460(1190)	0,97(0,79)	0,91(0,73)	0,25(0,30)	18
0,5	0,095	284,9	70	250(206)	1470(1210)	0,98(0,81)	0,93(0,76)	0,25(0,30)	17
Полет с числом Маха 3,0									
16	0,010	216,7	50	297(329)	1680(1840)	0,82(0,91)	1,05(1,14)	0,22(0,20)	15
Полет с числом Маха 5,0									
28	0,0016	224,5	55	33(37)	1640(1600)	0,20(0,21)	1,03(1,01)	0,22(0,23)	2

В табл. 1 представлены результаты расчетов для чисел Маха полета 0,8 и 5,0, а также результаты расчета для числа Маха полета 3,0, взятые из [5, 6]. Отметим, что в [5] абсолютные значения тяговых характеристик указаны для сектора с углом при вершине 5° , а здесь (как и в [6]) эти параметры указаны для всего поперечного сечения ИДД. В табл. 1 приняты следующие обозначения: Z — высота полета; P_a — атмосферное давление; T_a — температура атмосферного воздуха; f — частота рабочего процесса; R — сила тяги (сумма эффективной тяги и силы аэродинамического сопротивления); $I_{уд}$ — удельный импульс (по расходу горючего); $C_P = R/(\rho_\infty V_\infty^2 S_{mid}/2)$ — коэффициент тяги (S_{mid} — площадь миделевого сечения двигателя, ρ_∞ и V_∞ — плотность и скорость набегающего потока); $R_{уд}$ — удельная тяга (сила тяги двигателя, отнесенная к расходу воздуха); $C_{уд}$ — удельный расход топлива (часовой расход топлива, приходящийся на 1 Н развиваемой двигателем тяги); m_f — расход горючего. Чтобы определить силу тяги R , создаваемую ИДД, необходимо было рассчитать силу его аэродинамического сопротивления в полете. Эту силу определяли, решая ту же задачу с двумя изменениями: с «одним пропуском зажигания» (способ 1) и «двумя пропусками зажигания» (способ 2). В первом случае задачу сначала решали до достижения полностью воспроизводимого периодического режима (четыре–пять циклов), а в последующем цикле после заполнения камеры сгорания горючей смесью зажигание не производили. Во втором случае задачу также сначала решали до достижения полностью воспроизводимого периодического режима (четыре–пять циклов), а последующие два цикла рассчитывали без зажигания. Отличие между двумя способами расчета аэродинамического сопротивления связано с тем, что в первом случае при заполнении ИДД горючей смесью из нее вытеснялись остаточные (горячие) продукты горения предыдущего цикла, а во втором случае из нее вытеснялась непрореагировавшая (холодная) горючая смесь предыдущего цикла. В обоих случаях силу аэродинамического сопротивления, действующую на ИДД в полете, определяли по последнему циклу, в котором зажигание отсут-

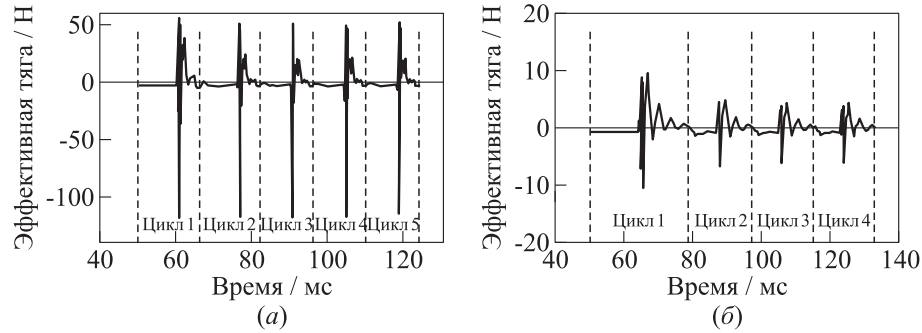


Рис. 2 Расчетные зависимости мгновенной эффективной тяги, действующей на все твердые поверхности ИДД от времени, в 4–5 рабочих циклах при полете с числом Маха 0,8 на высоте 500 м (а) и с числом Маха 5,0 на высоте 28 км (б)

ствовало. В табл. 1 указаны оба значения параметров R , $I_{уд}$, C_P , $R_{уд}$ и C , полученные как способом 1 (запись без скобок), так и способом 2 (запись в скобках). Далее в тексте для указанных параметров используется такая же система записи.

Важнейший результат работы — доказательство потенциальной возможности реализации циклического высокочастотного (55–75 Гц) импульсно-детонационного рабочего процесса в ИДД при дозвуковом полете с числом Маха 0,8 и при сверхзвуковом полете с числом Маха 5,0 с положительной эффективной тягой. Удельный импульс ИДД при дозвуковом полете на малых высотах достигает 1470(1200) с, а при сверхзвуковом полете с числом Маха 5,0 на высоте 28 км — 1640(1600) с. Несмотря на то что эти показатели ниже, чем удельный импульс ИДД в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3,0 на высоте 16 км (1680(1840) с), они демонстрируют преимущества ИДД над ПВРД. В отличие от ПВРД, эффективность которого в дозвуковом полете чрезвычайно мала, ИДД в условиях такого полета на малых высотах может работать достаточно эффективно. То же самое относится и к сверхзвуковому полету с числом Маха 5,0 на высоте 28 км: в условиях такого полета ПВРД обладает относительно низким удельным импульсом на уровне 900–1200 с [7]. Более того, при сверхзвуковом полете с числом Маха 5,0 ИДД превосходит ПВРД и по такому показателю как удельная тяга $R_{уд}$: 1,03(1,01) вместо $\sim 0,5$ кН/(кг/с) (при работе ПВРД на бедной ТВС с $\Phi = 0,7$ [8]). В то же время по такому показателю, как удельный расход топлива $C_{уд}$ ИДД с $\Phi = 1$ и ПВРД с $\Phi = 0,7$ приблизительно одинаковы ($\sim 0,22(0,23)$ и $0,21$ кг/(Н·ч) [8]).

На рис. 2, а и 2, б представлены зависимости мгновенной эффективной тяги (суммарной силы), действующей на все твердые поверхности двигателя от времени, в четырех–пяти рабочих циклах при полете ИДД с числом Маха 0,8 на высоте 500 м (см. рис. 2, а) и при полете ИДД с числом

Маха 5,0 на высоте 28 км (см. рис. 2, б). Как при дозвуковом, так и при сверхзвуковом полете средняя эффективная тяга (среднее интегральное значение суммарной силы, действующей на ИДД за один цикл) оказалась положительной, т. е. ИДД должен двигаться с ускорением. В обоих случаях в камере сгорания происходил быстрый ПГД с образованием детонационной и ретонационной волн. Пульсации эффективной тяги вызваны, главным образом, отражением этих волн от твердых поверхностей в тракте двигателя, включая клапан, препятствия-турбулизаторы и сопло.

Таким образом, расчетами авторов впервые доказано, что по своим потенциальным возможностям ИДД — уникальный тип прямоточной силовой установки, которая может потенциально использоваться как в дозвуковых, так и в сверхзвуковых летательных аппаратах. На конкретных примерах показано, что по таким тяговым характеристикам, как удельный импульс и удельная тяга, ИДД может существенно превосходить ПВРД.

Авторы выражают глубокую признательность В. В. Власенко (ЦАГИ) за помощь в проектировании входных устройств и за плодотворное обсуждение работы. Работа выполнена при частичной поддержке Центра импульсного детонационного горения и РФФИ (грант 11-08-01297).

Литература

1. Фролов С. М. Импульсные детонационные двигатели: введение // Импульсные детонационные двигатели. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. С. 19–26.
2. Kailasanath, K. 2000. Review of propulsion applications of detonation waves. *AIAA J.* 38(9):1698.
3. Roy, G. D., S. M. Frolov, A. A. Borisov, and D. W. Netzer. 2004. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective. *Prog. Energy Combust. Sci.* 30(6):545–672.
4. Иванов В. С., Фролов С. М. Математическое моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Хим. физика, 2011. Т. 30. № 7. С. 48–61.
5. Зангиев А. Э., Иванов В. С., Фролов С. М. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета на разных высотах // Горение и взрыв / Под общ. ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2012. Вып. 5. С. 136–139.
6. Зангиев А. Э., Иванов В. С., Фролов С. М. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета на разных высотах // Хим. физика, 2013. Т. 32. № 4. С. 1–10.
7. Moerel, J.-L., and W. Halswijk. 2010. Ramjets: Airframe integration. RTO-AVT-VKI Lecture series 2010-AVT 185. Belgium: Von Karman Institute for Fluid Dynamics. 27 p.
8. Kurzke, J. 2010. The mission defines the cycle: Turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion. RTO-AVT-VKI Lecture Series 2010-AVT 185. Von Karman Institute for Fluid Dynamics. 2.1–2.33.