

ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОЛЕТА

В. С. Иванов, С. М. Фролов

ИХФ РАН
г. Москва, Россия

Одна из возможных схем реализации детонационного горения в воздушно-реактивных двигателях летательных аппаратов — периодическое заполнение камеры сгорания горючей смесью с последующим инициированием детонации и сжиганием смеси в бегущей детонационной волне [1]. Такие двигатели, называемые импульсными детонационными двигателями (ИДД), очень привлекательны своими потенциальными тяговыми характеристиками. По разным оценкам удельный импульс ИДД, работающего на водороде или углеводородном горючем, может достигать ~ 5500 и ~ 2500 с соответственно в широком диапазоне чисел Маха полета: от 0 до 4–5. Поэтому в настоящее время активно ведутся научные исследования и практические разработки таких силовых установок.

В литературе характеристики ИДД оценивают, сильно упрощая схему рабочего процесса. При этом, как правило, течение в камере сгорания полагают одномерным или квазиодномерным, горючую смесь (в основном, смесь водорода с воздухом) — предварительно перемешанной, а инициирование детонации — мгновенным. В действительности, течение в ИДД неоднородное, а процессы смешения горючего с окислителем и инициирования детонации протекают за конечное время. К тому же для прямого инициирования детонации в воздушных смесях разных горючих требуются источники большой энергии и мощности, что неприемлемо для летательных аппаратов. Поэтому вместо прямого инициирования детонации сильными источниками стремятся использовать слабые источники

зажигания с последующим переводом горения в детонацию с помощью различных средств ускорения пламени. В литературе имеется несколько публикаций (см., например [2]), в которых предлагаются различные методы численного моделирования перехода горения в детонацию (ПГД). К сожалению, для количественной оценки тяговых характеристик ИДД эти методы применять нельзя, так как в них используются модели горения, не учитывающие фундаментальные различия между режимом протекания химических реакций в турбулентном пламени и в предпламенной зоне.

В данной работе впервые ставится и решается задача расчета тяговых характеристик перспективного воздушно-реактивного ИДД, работающего на углеводородном горючем (пропане) в режиме ПГД, в компоновке с входным устройством и соплом в условиях сверхзвукового полета. Основой для многомерного математического моделирования рабочего процесса в ИДД служат разработанный авторами алгоритм явного выделения фронта пламени и расчета объемного энерговыделения, основанного на методе частиц [3]. Алгоритм включает обширные базы данных для теплофизических свойств веществ, для скорости распространения ламинарного пламени при разных начальных температурах, давлениях и составах воздушных смесей алкановых углеводородов, а также базы кинетических данных для расчета предпламенного самовоспламенения. В отличие от других существующих методов моделирования ПГД новый алгоритм учитывает важнейшие особенности протекания химических реакций в пламени и в объеме: в пламени реакции протекают при наличии тепловых и диффузионных потоков, а в объеме основную роль играют реакции зарождения цепей. Отметим, что этот алгоритм уже использовался нами ранее для расчета тяговых характеристик ИДД в атмосферных условиях на уровне моря при нулевой скорости полета [3]. Показано, что удельный импульс ИДД, работающего на стехиометрической пропановоздушной смеси в режиме ПГД, оказался близким к значению 2500 с.

На рис. 1 представлена схема осесимметричного двухконтурного воздушно-реактивного ИДД общей длиной 2,12 м и внешним диаметром 83 мм в компоновке с входным устройством, ресивером, кольцевым обводным каналом (второй контур) и камерой сгорания (первый контур), оборудованной механическим клапаном и соплом. Сверхзвуковое входное устройство выполнено по схеме, предложен-

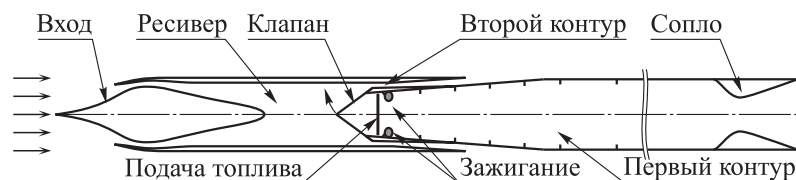


Рис. 1 Схема осесимметричного двухконтурного воздушно-реактивного ИДД в компоновке с входным устройством и соплом

ной в [4]. За входным устройством предусмотрен ресивер — цилиндрический объем, предназначенный для сглаживания волновых процессов, возникающих при открытии/закрытии клапана. Камера сгорания ИДД (первый контур) представляет собой трубу, состоящую из двух секций — расширяющейся конической секции с максимальным диаметром $d = 83$ мм и цилиндрической секции такого же диаметра. Труба первого контура утоплена в трубу второго контура так, чтобы оставался кольцевой зазор для истечения воздуха из ресивера. На начальном участке в камере сгорания расположены регулярные препятствия в виде кольцевых вставок со степенью перекрытия сечения 0,3. Шаг установки препятствий в конической и цилиндрической частях равен 50 и 82 мм соответственно. Последнее препятствие установлено на расстоянии 510 мм от источника зажигания. За этим препятствием до самого сопла находится гладкая цилиндрическая секция трубы длиной 1000 мм.

Левый конец камеры сгорания оборудован механическим клапаном. В положении, показанном на рис. 1, клапан закрыт, и весь поток воздуха, прошедшего через входное устройство и ресивер, направляется во второй контур. При открытом клапане весь поток воздуха направляется в камеру сгорания. Вследствие специфической формы входного сечения второго контура механический клапан перекрывает 73% потока, когда вход в камеру сгорания закрыт, и 48%, когда вход в камеру сгорания открыт. Правый конец камеры сгорания оборудован сверхзвуковым соплом с диаметром критического сечения 42 мм.

Циклический рабочий процесс ИДД включает три стадии.

На первой стадии, когда клапан открыт, камера сгорания заполняется топливно-воздушной смесью (ТВС). Горючее подается

в некотором сечении камеры сгорания, расположенном перед первым кольцевым препятствием (обозначено вертикальной линией на рис. 1). Чтобы исключить прямой контакт свежей ТВС с горячими продуктами горения предыдущего цикла, горючее подается в поток воздуха с некоторой временной задержкой по отношению к моменту открытия клапана.

Когда камера сгорания заполнена ТВС, клапан мгновенно закрывается, и начинается вторая стадия рабочего процесса. Горючая смесь в камере сгорания зажигается кольцевым внешним источником в зоне обратных токов, образуемой за первым препятствием (местоположение источника зажигания показано точками на рис. 1). Возникающее пламя, распространяясь в турбулентном потоке ТВС, ускоряется и на расстоянии L_{DDT} от источника зажигания происходит ПГД. Образованная в результате ПГД детонационная волна распространяется вниз по течению и выходит через сопло в окружающую атмосферу.

Третья стадия рабочего процесса — истечение продуктов горения. Эта стадия продолжается до тех пор, пока давление на клапане со стороны камеры сгорания не уменьшится до некоторого заданного значения P_* , еще обеспечивающего положительное тяговое усилие. После достижения P_* клапан мгновенно открывается, и цикл повторяется. Отметим, что механический клапан в рассматриваемой схеме ИДД используется лишь для упрощения анализа. В дальнейшем планируется расширить анализ на ИДД бесклапанной схемы.

Ниже приведены результаты расчетов рабочего процесса в ИДД в условиях сверхзвукового полета с числом Маха $M = 3,0$ на высоте $Z = 9,3$ и 16 км. Давление P_a и температура T_a воздуха на этих высотах представлены в табл. 1. Для определения тяговых характеристик ИДД проводили сквозной расчет нескольких рабочих циклов с учетом внешнего обтекания двигателя. При расчете аэродинамического сопротивления учитывали как сопротивление давления, так и силу вязкого трения на всех твердых поверхностях ИДД.

В качестве примера на рис. 2 представлена расчетная зависимость силы \mathcal{F} , действующей на ИДД в полете на высоте $9,3$ км, от времени t в течение трех рабочих циклов. Силу считали положительной, если она действовала против направления набегающего потока. Видно, что первый цикл отличается от двух последующих

Таблица 1 Основные параметры и результаты расчетов для полета ИДД с числом Маха 3,0 на высоте 9,3 и 16 км

Z , км	P_a , МПа	T_a , К	τ_{cycle} , мс	f , Гц	P_* , МПа	$\frac{L_{\text{DDT}}}{d}$	F , Н	F_R , Н	\dot{m}_f , г/с	I_{sp} , с	$C_{\text{уд}}$, кг/кгГ/ч	$F_{\text{уд}}$, Г/(кг/с)
9,3	0,029	228	21	48	0,331	~ 5	2,05	8,21–9,25	0,61	1720–1890	1,9–2,1	103–113
16	0,010	216,7	21	48	0,175	~ 6	0,77	4,52–4,54	0,32	1680–1690	2,1	101

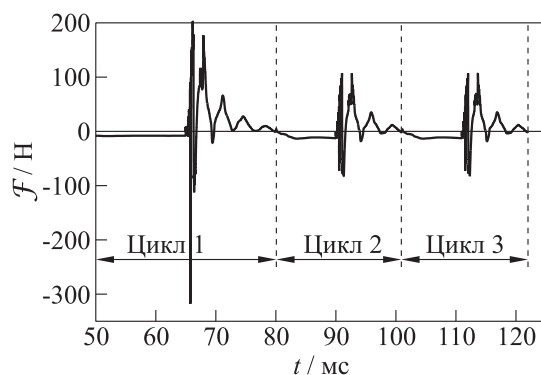


Рис. 2 Расчетная зависимость полной силы, действующей на ИДД в полете на высоте 9,3 км, от времени в течение трех рабочих циклов

циклов. Это отличие связано с процедурой запуска ИДД в расчете: сначала весь тракт двигателя был заполнен относительно холодным воздухом, который в процессе продувки и заполнения вытеснялся нагретым воздухом и ТВС. Первый цикл отличается от второго и третьего циклов и по длительности: длительность первого цикла составила 30 мс, а длительность второго и третьего циклов $\tau_{\text{cycle}} = 21$ мс. Второй и третий циклы на рис. 2 практически идентичны, т. е. рабочий процесс устанавливается после второго цикла, а частота рабочего цикла $f = 48$ Гц. Следовательно, тяговые характеристики ИДД можно оценивать, начиная со второго цикла рабочего процесса двигателя.

Интегрируя кривую, приведенную на рис. 2, можно рассчитать импульс силы для каждого рабочего цикла двигателя. Так, для второго цикла импульс силы положительный и составил $\sim 0,043$ Н·с.

Учитывая длительность цикла, для средней суммарной силы F , действующей на ИДД в полете, получаем $F \approx 2,05$ Н. Подчеркнем, что эта сила складывается из силы тяги F_T и силы аэродинамического сопротивления F_R двигателя: $F = F_T - F_R$. Поскольку сила F положительна, в рассматриваемых условиях ИДД может двигаться с ускорением.

Для определения силы тяги F_T , создаваемой ИДД, необходимо знать силу F_R его аэродинамического сопротивления в полете. Эту силу можно определить, решив ту же задачу, что и при построении рис. 2, но без зажигания ТВС (без активной стадии цикла). При этом есть два способа определить силу F_R : один — учесть, что при открытии клапана камера сгорания заполнена горячими продуктами предыдущего цикла (этот случай соответствует одному пропуску зажигания), другой — учесть, что при открытии клапана камера сгорания заполнена холодной ТВС (этот случай соответствует нескольким последовательным пропускам зажигания).

Для второго рабочего цикла расчетный импульс силы аэродинамического сопротивления составил $-0,17246$ Н·с (первый способ) и $-0,19433$ Н·с (второй способ). Учитывая, что $\tau_{\text{cycle}} = 21$ мс, получим: $F_{R1} \approx -0,17246/0,021 = -8,21$ Н и $F_{R2} \approx -0,19433/0,021 = -9,25$ Н, где индексы 1 и 2 соответствуют первому и второму способу оценки F_R . Таким образом, при двух указанных способах оценки F_R сила тяги, создаваемая ИДД, составила $F_{T1} = F + F_{R1} \approx 2,05 + 8,21 = 10,26$ Н и $F_{T2} = F + F_{R2} \approx 2,05 + 9,25 = 11,3$ Н.

Удельный импульс ИДД определяют по силе тяги F_T и по массовому расходу горючего за один рабочий цикл \dot{m}_f по формуле:

$$I_{\text{sp}} = \frac{F_T}{\dot{m}_f g},$$

где $g = 9,8$ м/с² — ускорение силы тяжести. Принимая во внимание, что во втором рабочем цикле масса пропана, поступившего в камеру сгорания, составила $1,28 \cdot 10^{-5}$ кг и $\tau_{\text{cycle}} = 21$ мс, получим:

$$I_{\text{sp1}} = \frac{10,26 \cdot 0,021}{1,28 \cdot 10^{-5} \cdot 9,8} \approx 1720 \text{ с};$$

$$I_{\text{sp2}} = \frac{11,3 \cdot 0,021}{1,28 \cdot 10^{-5} \cdot 9,8} \approx 1890 \text{ с}.$$

С учетом погрешности вычислений приходим к выводу, что удельный импульс ИДД при полете с $M = 3,0$ на высоте $Z = 9,3$ км составил $I_{sp} = 1800 \pm 100$ с.

На основе полученных значений F_T и \dot{m}_f , а также массового расхода продуктов горения $\dot{m}_p = \dot{m}_f(1 + \phi_{st})$, где $\phi_{st} \approx 15,6$ — отношение массы воздуха к массе пропана в смеси стехиометрического состава, можно определить и другие тяговые характеристики ИДД, такие как удельный расход топлива (часовой расход топлива, приходящийся на 1 кГ развиваемой двигателем тяги: $C_{уд} = 3600\dot{m}_f g / F_T$) и удельную тягу (силу тяги двигателя, отнесенную к секундному расходу рабочего тела: $F_{уд} = F_T / \dot{m}_p$).

В табл. 1 приведены основные параметры и результаты расчетов для условий полета ИДД с $M = 3,0$ на высоте $Z = 9,3$ и 16 км. Видно, что в условиях полета на высоте 16 км $I_{sp} \approx 1700$ с. Это значение существенно выше удельного импульса, характерного для прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на обычном горении (для выбранных условий полета по разным данным 1200–1500 с).

Таким образом, в работе впервые проведены многомерные расчеты нестационарного газодинамического течения в тракте воздушно-реактивного ИДД, работающего на газообразном пропане, и его обтекания в условиях сверхзвукового полета с числом Маха 3,0 на высоте 9,3 и 16 км. Показано, что при длине и диаметре тракта 2,12 м и 83 мм в ИДД выбранной конфигурации возможен циклический рабочий процесс с частотой 48 Гц с быстрым ПГД на расстоянии всего 5–6 калибров камеры сгорания. Такое короткое преддетонационное расстояние связано с тем, что ПГД происходит в потоке с высокой степенью турбулентности при повышенных (по сравнению с нормальными) значениях давления и температуры. Расчетные тяговые характеристики ИДД хорошо воспроизводились, начиная со второго цикла рабочего процесса. Средняя суммарная сила, действующая на ИДД в рассматриваемых условиях, оказалась положительной. Это означает, с одной стороны, что в условиях полета такой ИДД будет двигаться с ускорением, а с другой — что такой двигатель можно установить на летательном аппарате, дополнительное аэродинамическое сопротивление которого будет компенсировать полученную положительную суммарную силу. Расчетный удельный импульс ИДД в условиях сверхзвукового полета прибли-

зительно составил 1700 с. Это значение существенно выше удельного импульса, характерного для ПВРД на обычном горении (1200–1500 с) и существенно ниже, чем значение удельного импульса, полученное для атмосферных условий на уровне моря при нулевой скорости полета (~ 2500 с) [3].

Работа выполнена в рамках Государственного контракта № П502 по Федеральной целевой программе «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг. и при частичной поддержке РФФИ.

Литература

1. Фролов С. М. Импульсные детонационные двигатели: введение // Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. С. 19–32.
2. Oran, E., and V. Gamezo. 2007. Origins of the deflagration-to-detonation transition in gas phase combustion. *Combust. Flame* 148(1/2):5–45.
3. Frolov, S. M., and V. S. Ivanov. 2010. Combined flame tracking–particle method for numerical simulation of deflagration-to-detonation transition. In: *Deflagrative and detonative combustion*. Eds. G. D. Roy and S. M. Frolov. М.: TORUS PRESS. 133–56.
4. Ремеев Н. Х, Власенко В. В, Хакимов Р. А. Численное моделирование и экспериментальное исследование рабочего процесса в модели импульсного детонационного двигателя прямоточной схемы // Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. С. 311–347.