

КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ

УДК 535.71

**О расчете характеристик импульсного
детонационного двигателя и их сравнении
с характеристиками ПВРД**

А.Д. Егорян¹, А.Н. Крайко¹, К.С. Пьянков¹, А.П. Тишин²

¹Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова, Москва

²ООО «ТЕСИС», Москва

E-mail: akraiko@ciam.ru

Обсуждается используемый в Центре импульсно-детонационного горения (ЦИДГ) способ сравнения импульсных детонационных двигателей (ИДД) и прямоточных воздушно-реактивных двигателей с горением в дозвуковом потоке (ПВРД) по их удельным импульсам. Необходимость такого обсуждения обусловлена тем, что в принятом в ЦИДГ подходе к расчету удельного импульса ИДД использован прием, который более чем вдвое завышает значения этой характеристики относительно ее действительной величины, в то время как для удельного импульса ПВРД берутся заниженные значения. В итоге величина удельного импульса ИДД заметно превышает величину удельного импульса ПВРД либо оказывается близка к нему. Эти выводы подвергнуты анализу, показывающему их ошибочность.

Ключевые слова: импульсный детонационный двигатель, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, тяга, удельный импульс.

В работах [1–4] при числе Маха $M = 3$ и разных высотах H полета для пропано-воздушной смеси (ПВС) рассчитывались тяга и удельный импульс I_{sp} ИДД, тип которого был близок к предложенному в работах [5, 6]. Не останавливаясь подробно на отличиях двигателей, рассматриваемых в работах [1–4] и [5, 6] (главное из этих отличий — введение в [1–4] мгновенно работающего клапана на входе в детонационную камеру сгорания), и на используемой в работах [1–4] математической модели течения и горения смеси, рассмотрим применяемые в ЦИДГ способы определения тяги и I_{sp} ИДД.

В работах [1–3] численным интегрированием сил давления и трения, действующих на все обтекаемые газом внутренние и внешние поверхности ИДД, находится средняя за период проекция F этих сил на ось двигателя. Так, для $H = 9,3$ км $F \approx 148$ Н [2] (здесь и ниже значения, рассчитанные в работе [2] для сектора в 5° , пересчитаны в расчете на 360°). Читаем в [2]: “...эта сила складывается из силы тяги F_T и силы аэродинамического сопротивления F_R двигателя: $F = F_T - F_R$; ... силу F_R можно определить, решив ту же задачу, что и при расчете F , но без зажигания ПВС; ... есть два способа определить F_R : один — учесть, что при открытии клапана камера сгорания заполнена горячими продуктами предыдущего цикла, другой — учесть, что при открытии клапана она заполнена

холодной ПВС; ... при них ... сила сопротивления $F_{R1} \approx 591$ Н и $F_{R2} \approx 666$ Н ..., а сила тяги $F_{T1} = F + F_{R1} \approx (148 + 591)$ Н = 739 Н и $F_{T2} = F + F_{R2} \approx (148 + 666)$ Н = 814 Н". Отсюда, учтя расход топлива, авторы [2] находят: $I_{sp1} \approx (343 + 1377)$ с = 1720 с и $I_{sp2} \approx (343 + 1547)$ с = 1890 с. Таким образом, основной вклад в I_{sp1} и I_{sp2} вносят "силы сопротивления", получаемые в работах [1–3] при "численной продувке" неработающего двигателя.

В работе [4] авторы поступают несколько иначе. Читаем: "Силу аэродинамического сопротивления, действующую на ИДД, можно определить и по-другому. Поскольку аэродинамическое сопротивление набегающему потоку воздуха создается только стенками, обтекаемыми воздухом, очевидно, что внутренние стенки камеры сгорания вклада в эту силу не дают, когда клапан закрыт (на стадиях горения и истечения). Однако, когда клапан открыт (на стадиях продувки и заполнения), внутренние стенки камеры сгорания дают вклад в эту силу. Если учесть это обстоятельство и рассчитать силу аэродинамического сопротивления, действующую на двигатель в течение одного цикла, то легко определить тягу двигателя, не прибегая к дополнительным расчетам с пропусками зажигания".

Из процитированных текстов видно, что в работе [4], как и в работах [1–3], из тяги двигателя помимо обоснованного исключения сопротивления внешних обводов (в рассчитанных примерах вне короткой обечайки воздухозаборника они имеют цилиндрический вид) абсолютно безосновательно удаляются сопротивление "предкамерной" части ИДД и даже ("на стадиях продувки и заполнения") камеры сгорания и сопла. При этом предкамерная часть ИДД включает центральное тело и стенки канала воздухозаборника, "обводного канала" [1, 3] (или "второго контура" [2]), стенки изолятора ("реживера" [1–4]) и наружную поверхность клапана.

По-видимому, для "обоснования" подобных действий в подписях к изображающим ИДД рисункам и в тексте используются выражения: "схема ... воздушно-реактивного ИДД в компоновке с входным устройством и соплом" [2, 3], "расчет тяговых характеристик ИДД в компоновке с входным устройством и соплом" [3] и "проведены расчеты основных тяговых характеристик ... импульсного детонационного двигателя (ИДД) в компоновке с входным устройством и соплом" [4]. Такие выражения ("ИДД в компоновке с ...") прямо подразумевают, что входное устройство и сопло в ИДД не входят. Более того, "на стадиях продувки и заполнения" в ИДД не входит и камера сгорания, т.е. ИДД исчезает.

На самом же деле без сопла, воздухозаборника, изолятора и обводного канала, как и без камеры сгорания ИДД рассматриваемой схемы просто невозможен. Подчеркнем, что в противоположность этому авторы прототипа [5, 6] рассчитываемого в [1–4] ИДД прямо пишут [6]: "...рассмотрена концепция сверхзвукового прямоточного ИДД, состоящего из воздухозаборника, камеры сгорания и реактивного сопла. Особенностью двигателя является ... применение канала перепуска продуктов для гашения детонационной или ударной волны". Именно "состоящего из", а не "в компоновке с" перечисленными элементами. В силу сказанного все перечисленные элементы и их положительный или отрицательный вклад в тягу неотделимы от ИДД. Поэтому для определения его тяги к F следует добавить лишь силу сопротивления его внешних обводов. Для тех же условий полета при длине 2 м и диаметре $D = 0,083$ м практически цилиндрических внешних обводов ИДД сила внешнего сопротивления для турбулентного режима обтекания близка к 200 Н. При этом $I_{sp} = 818$ с, что более чем вдвое меньше приведенных выше величин и на 30 % меньше 1200 с — значения I_{sp} ПВРД, названного в работе [2] и, как будет показано далее, значительно заниженного. В работе [3] для I_{sp} ПВРД названы значения, близкие к 1700–1800 с. По сравнению с ними проигрыш ИДД превышает 50 %. Столь низкий I_{sp} ИДД рассматриваемого типа ожидаем уже из-за его чрезмерно большой длины: 25,5 диаметров внешних обводов при в 2–2,5 раза меньших длинах типичных ПВРД.

В работах ЦИДГ [1–4], как уже отмечалось, в противоположность завышению I_{sp} ИДД для удельного импульса ПВРД приводятся заниженные значения. При этом если в работах [1, 2] они даны без ссылок на какие-либо источники, то в [3, 4] приведена ссылка на лекцию [7], в которой из 38 страниц текста ПВРД уделено десять строк и один рисунок с удельной тягой при отсутствии данных о его I_{sp} и без упоминания об оптимальном коэффициенте избытка воздуха α и о пропане. В свете сказанного утверждение [3]: “В соответствии с расчетами [7] удельный импульс идеального ПВРД при скорости полета с $M = 3$ на высотах от 11 до 29 км составляет 1770 с” столь же безосновательно, как и приводимые в работах [1, 2] без ссылок для ПВРД величины $I_{sp} = 1200–1500$ с.

Сказанное выше подтверждают расчеты, выполненные согласно известным руководствам [8–10]. Для $M = 3$ и $H = 9,3$ и 16 км были рассчитаны тяговые характеристики пропано-воздушного ПВРД при разных коэффициентах избытка воздуха α . Результаты расчетов I_{sp} (с) приведены в таблице и на рисунке. При таком же, как в [1–4], внешнем диаметре $D = 0,083$ м длина ПВРД $L = 12,2D \approx 1,01$ м. Площадь поперечного сечения цилиндрической камеры сгорания S_c была принята равной площади входа в воздухозаборник. Предполагавшийся равновесным состав продуктов сгорания ПВС на выходе из камеры сгорания рассчитывался в программе Chemkin по версии 4.0. По той же программе считалось замороженное течение в сопле. Термодинамические свойства ПВС и ее продуктов сгорания определялись в соответствии с GRI-Mech версии 3.0. Равновесные расчеты течения в сопле показали, что в рассмотренных условиях предположение о замороженности течения занижает I_{sp} ПВРД не более чем на 1,5 %.

Таблица

Параметры набегающего потока, значения I_{sp} , температуры и давления на выходе из камеры сгорания при $\alpha = 1 \div 8$ для ПВРД с соплами двух типов

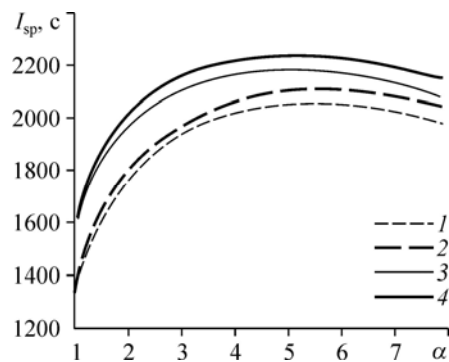
Параметры		Сопло 1				Сопло 2			
H , км		9,3				16			
V_{∞} , м/с		907,5				885,2			
p_{∞} , Па		29395				10288			
T_{∞} , К		227,7				216,7			
α	G_a/G_f	T_c , К	p_c/p_{∞}	I_{sp} , с		T_c , К	p_c/p_{∞}	I_{sp} , с	
				$S_n = S_c$	$p_n = p_{\infty}$			$S_n = S_c$	$p_n = p_{\infty}$
1	15,7	2426	20,9	1336	1600	2376	20,4	1336	1612
2	31,4	1743	24,0	1768	1982	1718	23,8	1801	2033
4	62,7	1242	25,5	2026	2179	1216	25,4	2070	2229
8	125,4	952	26,3	1983	2088	925	26,2	2055	2164

Коэффициенты восстановления полного давления в воздухозаборнике (σ) и потерь скорости в сопле на трение и рассеяние (φ) принимались равными: $\sigma = 0,75$, $\varphi = 0,96$. Режим обтекания воздухозаборника, как и в работах [1–4], предполагался расчетным. После вычисления скорости V_n , давления p_n и плотности ρ_n на срезе сопла удельный импульс ПВРД определялся по общепринятой формуле:

$$I_{sp} = [(G_a + G_f)V_n\varphi - G_aV_{\infty} + (p_n - p_{\infty})S_n] / (gG_f),$$

Зависимость I_{sp} от коэффициента избытка воздуха для ПВРД с соплами двух типов.

$S_n = S_c$ ($H = 9,3$ (1), 16 (2) км) и $p_n = p_{\infty}$ ($H = 9,3$ (3), 16 (4) км).



в которой G_a и G_f — массовые расходы воздуха и горючего (пропана), S_n — площадь среза сопла, V_∞ и p_∞ — скорость и давление невозмущенного потока воздуха, $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения.

Расчеты проводились для двух типов сопел: сопел с одинаковыми, как и в [1–4], сужением и расширением ($S_n = S_c$) и сопел полного расширения ($p_n = p_\infty$). В первом случае внешние обводы ПВРД имеют цилиндрический вид.

На высоте $H = 9,3 \text{ км}$ ПВРД с соплом полного расширения ($p_n = p_\infty$) максимум $I_{sp} \approx 2190$ с реализует при $\alpha \approx 5$. Если же, как в работах [1–4], радиус среза сопла равен радиусу камеры сгорания ($S_n = S_c$), то максимальная величина I_{sp} практически при том же α снижается до 2060 с. Однако и в этом случае I_{sp} ПВРД превышает I_{sp} ИДД [1–4] в два с половиной раза.

Список литературы

1. Frolov S.M. Pulse detonation propulsion // Paper presented at the AVT-185 RTO AVT/VKI Lecture Series held at the von Karman Institute, Rhode St. Genèse, Belgium, 13–16 September 2010. P. 4-1–4-43.
2. Иванов В.С., Фролов С.М. Математическое моделирование рабочего процесса и тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2011. Т. 30, № 7. С. 48–61.
3. Зангиев А.Э., Иванов В.С., Фролов С.М. Тяговые характеристики импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета на разных высотах // Химическая физика. 2013. Т. 32, № 5. С. 62–75.
4. Зангиев А.Э., Иванов В.С., Фролов С.М. Сравнение трехмерного и двумерного расчетов тяговых характеристик воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях сверхзвукового полета // Химическая физика. 2014. Т. 33, № 12. С. 37–41.
5. Remeev N.Kh., Vlasenko V.V., Khakimov R.A. Analysis of operation process and possible performance of the supersonic ramjet-type pulse detonation engine // Pulse and continuous detonation propulsion / Eds. G. Roy, S. Frolov. Moscow: Torus Press, 2006. P. 235–250.
6. 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. 311–348.
7. Kurzke J. The mission defines the cycle: turbojet, turbofan and variable cycle engines for high speed propulsion // Paper presented at the AVT-185 RTO AVT/VKI Lecture Series held at the von Karman Institute, Rhode St. Genèse, Belgium, 13–16 September 2010. P. 2-1–2-38.
8. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М.: Гособорониздат, 1958. 392 с.
9. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 216 с.
10. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Т. 1. Методы расчета / Под ред. В.П. Глушко. М.: ВИНТИ АН СССР, 1971. 265 с.

Статья поступила в редакцию 7 сентября 2015 г.