

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

А. Э. Зангиев¹, В. С. Иванов², С. М. Фролов²

¹НИЯУ-МИФИ

г. Москва, Россия

²ИХФ РАН

г. Москва, Россия

Одна из возможных схем реализации детонационного горения в прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД) — периодическое заполнение камеры сгорания горючей смесью с последующим инициированием детонации и сжиганием смеси в бегущей детонационной волне [1, 2]. Такие ПВРД называются импульсными детонационными двигателями (ИДД). Разные оценки показывают [3, 4], что теоретически удельный импульс ИДД, работающего на водороде или на углеводородном горючем, может достигать очень больших значений 5500 и 2500 с (в расчете на массу горючего), 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 для летательных аппаратов.

Задача, которая решается в данной работе, — расчет тяговых характеристик ИДД в компоновке с входным устройством и соплом в условиях сверхзвукового полета с учетом всех физико-химических особенностей окисления и горения углеводородного горючего, а также конечного времени ускорения турбулентного пламени и перехода горения в детонацию (ПГД). Работа является продолжением исследований, начатых в [2].

На рис. 1 показана схема осесимметричного двухконтурного воздушно-реактивного ИДД общей длиной 2,12 м и внешним диамет-

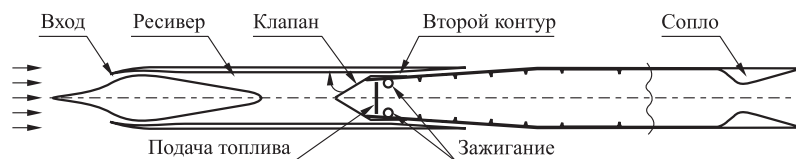


Рис. 1 Схема осесимметричного двухконтурного воздушно-реактивного ИДД в компоновке с входным устройством и соплом [2]

ром 83 мм в компоновке с входным устройством, ресивером, кольцевым обводным каналом (второй контур) и камерой сгорания (первый контур), оборудованной механическим клапаном и соплом. Все размеры и рабочий процесс ИДД, а также методика расчета тяговых характеристик подробно описаны в [2].

По методике [2] нами проведены двумерные расчеты нестационарного газодинамического течения в тракте ИДД, работающего на газообразном пропане, и его обтекания в условиях сверхзвукового полета с числом Маха $M = 3,0$ на высоте $Z = 8, 9,3, 12, 16,$

Таблица 1 Основные параметры и результаты расчетов для ИДД при полете с числом Маха 3 на разных высотах

$Z,$ км	$P_a,$ МПа	$T_a,$ К	$\tau_{\text{cycle}},$ мс	$f,$ Гц	$P_*,$ МПа	$F,$ Н	$F_{R1},$ Н	$F_{R2},$ Н	$\dot{m}_f,$ кг/с	$I_{\text{sp1}},$ с	$I_{\text{sp2}},$ с
8	0,036	236,2	23	43	0,439	3,54	12,11	16,82	0,00077	1766	2240
9,3	0,029	228,4	21	48	0,331	2,52	8,21	9,25	0,00061	1734	1890
12	0,0194	216,7	21	48	0,243	2,07	6,83	7,37	0,00049	1718	1854
16	0,010	216,7	21	48	0,175	1,17	3,82	4,11	0,00032	1705	1833
18	0,0075	216,7	18,5	54	0,073	0,11	2,49	2,34	0,00019	1670	1560
20	0,0055	216,7	Детонации нет								

Примечания: Z — высота полета; P_a — атмосферное давление; T_a — температура воздуха; τ_{cycle} — среднее время рабочего цикла; f — частота рабочего процесса; P_* — критическое давление на поверхности механического клапана со стороны камеры сгорания, при котором сила, действующая на клапан, еще остается положительной; F — полная сила, действующая на ИДД с учетом аэродинамического сопротивления; F_{R1} — полная сила, действующая на ИДД при горячей продувке (один пропуск зажигания, см. [2]); F_{R2} — полная сила, действующая на ИДД при холодной продувке (несколько пропусков зажигания, см. [2]); \dot{m}_f — расход горючего; I_{sp1} и I_{sp2} — значения удельного импульса при горячей и холодной продувке соответственно.

18 и 20 км. В расчетах показана возможность высокочастотного (~ 50 Гц) циклического рабочего процесса с зажиганием горючей смеси слабым источником ($\sim 0,1$ Дж) и ПГД. Для определения тяговых характеристик проведены расчеты трех–четырех рабочих циклов (до достижения предельного цикла) с учетом внешнего обтекания двигателя. Расчеты показали, что удельный импульс ИДД приблизительно составляет 1600–1800 с и монотонно снижается с увеличением высоты полета (табл. 1). Эти значения существенно выше удельного импульса, характерного для ПВРД на обычном горении (1200–1500 с).

На рис. 2 и 3 показаны графики зависимости полной силы, действующей на ИДД в полете, на высоте 8 и 18 км соответственно. Полную силу определяли как интеграл сил давления и вязкого трения по всем твердым поверхностям ИДД.

Из табл. 1, а также из рис. 2 и 3 следует, что на высоте 18 км значение полной силы, действующей на ИДД, в среднем в 6–7 раз меньше, чем на высоте 8 км. Это связано, главным образом, с падением атмосферного давления с ростом высоты. Для данной конфигурации ИДД и выбранного топлива высота 18 км оказалась максимальной, т. е. при $Z > 18$ км ПГД в тракте двигателя не произошло и тяга становилась отрицательной.

Таким образом, нами рассчитаны тяговые характеристики ИДД в условиях сверхзвукового полета с числом Маха $M = 3,0$ на высотах

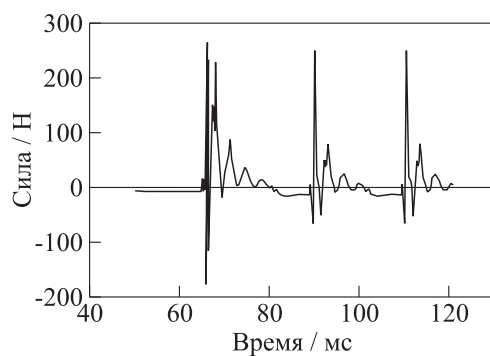


Рис. 2 Зависимость полной силы, действующей на ИДД в полете с числом Маха 3 на высоте 8 км, в трех рабочих циклах

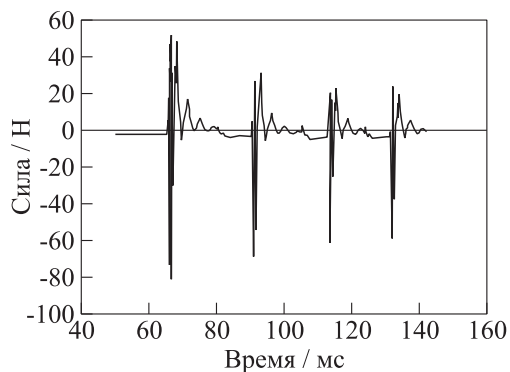


Рис. 3 Зависимость полной силы, действующей на ИДД в полете с числом Маха 3 на высоте 18 км, в четырех рабочих циклах

до 20 км. Показано, что удельный импульс ИДД приблизительно составляет 1600–1800 с, что существенно выше удельного импульса, характерного для ПВРД на обычном горении.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 11-08-01297).

Литература

1. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С. М. Фролова. — М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006.
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. Kailasanath. K. 2000. Review of propulsion applications of detonation waves. *AIAA J.* 38(9):1698.
4. Roy, G. D., S. M. Frolov, A. A. Borisov, and D. W. Netzer. 2004. Pulse detonation propulsion: Challenges, current status, and future perspective. *Progr. Energy Combust. Sci.* 30(6):545–672.