

**Статическая чувствительность
тягово-импульсных характеристик
прямоточного воздушно-реактивного двигателя
воздушно-космического самолета**

© В.В. Святушенко, Д.А. Ягодников

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрено влияние отклонений возмущающих факторов различной природы на величину тягово-импульсных характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя на криогенном углеводородном горючем в составе воздушно-космического самолета. Разработана инженерная методика определения вариаций выходных характеристик двигателя в зависимости от траекторных параметров, характеристик используемого горючего и параметров рабочего процесса. Представлена сводная таблица коэффициентов влияния, посредством которых определяются величина и знак изменения тяги и удельного импульса при действии того или иного возмущающего фактора. Согласно расчетам, наибольшее влияние на тягово-импульсные характеристики прямоточного воздушно-реактивного двигателя оказывает коэффициент избытка окислителя, что дает возможность осуществлять глубокое регулирование рабочего процесса путем изменения соотношения окислителя и горючего в камере сгорания двигателя. Отмечена высокая чувствительность выходных характеристик к изменению траекторных параметров. Выданы рекомендации по характеристикам маршевого полета и возможности увеличения диапазона регулирования рабочего процесса.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздушно-космический самолет, статическая чувствительность двигателя, тягово-импульсные характеристики, метод малых отклонений*

Введение. В настоящее время повышенное внимание уделяется исследованию и развитию высокоскоростных летательных аппаратов — воздушно-космических самолетов (ВКС), которые способны обеспечить:

- повышение топливной эффективности самолета за счет снижения расхода горючего на километр пути;
- экстренную доставку крупногабаритных грузов на большие расстояния;
- сокращение времени полета (например, 2...3 ч Москва — Вашингтон, 4...5 ч Москва — Сидней).

Теоретические и экспериментальные исследования [1–4] показывают, что двигательной установкой, способной обеспечить полет самолета со скоростями, соответствующими числу Маха $M_n > 5$, является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД).

Одной из особенностей двигателей данного типа является высокая чувствительность его выходных характеристик к изменению внешних (скорость, высота, угол атаки и т. д.) и внутренних (например, расходы воздуха и горючего) параметров при выполнении заданных маневров и осуществлении регулирования рабочего процесса.

Опубликованные по тематике силовых установок для ВКС научные работы в основном посвящены вопросам интеграции таких установок с планером, а также расчету интегральных характеристик ПВРД до- и сверхзвукового горения [5–7]. В связи с этим разработка инженерной методики, позволяющей провести оценку статической чувствительности тягово-импульсных характеристик в обеспечение устойчивости работы двигателя при выполнении полетного задания, представляется актуальной задачей, способствующей созданию надежного и эффективного ПВРД для ВКС.

Цель настоящей работы — создание инженерной методики расчета статической чувствительности тягово-импульсных характеристик ПВРД современного ВКС на криогенном углеводородном горючем.

В качестве объекта исследования рассмотрены интегрированный с летательным аппаратом (ЛА) модельный ПВРД, турбонасосный агрегат с центробежным насосом [8], теплообменное устройство для охлаждения камеры сгорания двигателя, самой камеры сгорания и соплового блока. Модельный ПВРД состоит из воздухозаборного устройства (ВЗУ), системы подачи топлива, которая включает в себя баки, снаряженные криогенным горючим. Направление движения горючего в системе охлаждения показано на функциональной схеме, представленной на рис. 1.

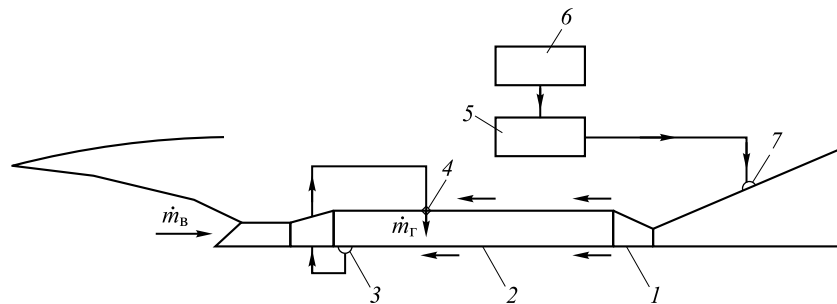


Рис. 1. Функциональная схема прямоточного воздушно-реактивного двигателя воздушно-космического самолета:

1 — двигатель ПВРД; 2 — камера сгорания (дозвуковой режим); 3 — выходной коллектор (перепуск горючего и подача в камеру сгорания двигателя); 4 — подача горючего; 5 — турбонасосный агрегат; 6 — бак с топливом; 7 — входной коллектор (вход в теплообменное

устройство); $\dot{m}_в$ — расход воздуха через поперечное сечение воздухозаборного устройства;

$\dot{m}_г$ — расход горючего

Расчет статической чувствительности прямогочного воздушно-реактивного двигателя. В процессе совершения полетного задания на ВКС оказывают воздействие возмущающие факторы различной природы:

1) внешние:

- случайные изменения угла атаки, плотности, температуры, давления окружающей среды;
- характеристики ВЗУ и лобового сопротивления;

2) внутренние:

- отклонения в конструкции двигателя;
- отклонения в системе подачи горючего.

Ввиду взаимозависимости параметров двигателя возникновение возмущающих факторов (внешних и внутренних) приводит к отклонению рабочего режима от номинального, что в первую очередь отражается на выходных параметрах, характеризующих двигательную установку, — тяге и удельном импульсе, определяющих возможность выполнения полетного задания.

Применительно к ПВРД тяга может быть рассчитана по зависимости

$$P = \left(\dot{m}_в + \dot{m}_г \right) \sqrt{\frac{k_{п.с} + 1}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - X_{доп} - V_n \dot{m}_в - p_n F_a, \quad (1)$$

где $\dot{m}_в$ — расход воздуха через поперечное сечение ВЗУ, кг/с; $\dot{m}_г$ — расход горючего, кг/с; $k_{п.с}$ — показатель адиабаты для продуктов сгорания; $R_{п.с}$ — газовая постоянная для продуктов сгорания, Дж/(кг·К); $T_{0п.с}$ — температура продуктов сгорания горючего при максимально возможной полноте сгорания, К; $z(\lambda_a)$ — газодинамическая функция, характеризующая отношение полных импульсов на срезе и в критическом сечении сопла, λ_a — приведенная скорость потока на срезе сопла двигателя; $X_{доп}$ — дополнительное сопротивление ВЗУ, Н; V_n — скорость набегающего потока, м/с, на высоте полета h , м; p_n — давление набегающего потока на высоте полета h , Па; F_a — площадь среза сопла ПВРД, м².

Удельный импульс, в свою очередь, определяется следующим образом:

$$I_y = \frac{P}{\dot{m}_г}. \quad (2)$$

Уравнения (1) и (2) — многокомпонентные и содержат такие со-
зависимые структуры, как термодинамические характеристики про-
дуктов сгорания горючего. Поэтому решение оптимизационных
задач в рамках доводочных работ или на стадии исследований, свя-
занных, например, с определением возможности осуществления ма-
невра на траектории, приводит к увеличению потребного количества
расчетов для различных сочетаний исходных данных.

Для установления взаимозависимости между тягово-импульс-
ными характеристиками и возмущающими факторами используют
метод малых отклонений [9, 10], позволяющий провести линеариза-
цию исходных уравнений процессов в соответствии с номинальным —
маршевым — режимом работы двигателя. Полученные после преобра-
зований соотношения связывают относительные отклонения контро-
лируемой характеристики с рассматриваемыми возмущениями.

Следуя положениям метода малых отклонений, проведем преоб-
разования уравнения (1):

$$\delta P = \frac{1}{P} \left(\frac{\partial P}{\partial \dot{m}_B} \dot{m}_B \delta \dot{m}_B + \frac{\partial P}{\partial \dot{m}_T} \dot{m}_T \delta \dot{m}_T + \frac{\partial P}{\partial k_{п.с}} k_{п.с} \delta k_{п.с} + \frac{\partial P}{\partial R_{п.с}} R_{п.с} \delta R_{п.с} + \right. \\ \left. + \frac{\partial P}{\partial T_{0п.с}} T_{0п.с} \delta T_{0п.с} + \frac{\partial P}{\partial V_H} V_H \delta V_H + \frac{\partial P}{\partial X_{доп}} X_{доп} \delta X_{доп} + \frac{\partial P}{\partial p_H} p_H \delta p_H + \right. \\ \left. + \frac{\partial P}{\partial F_a} F_a \delta F_a + \frac{\partial P}{\partial \lambda_a} \lambda_a \delta \lambda_a \right), \quad (3)$$

где δx_i — обозначение отклонения i -го возмущающего фактора;
 $\frac{\partial P}{\partial x_i} x_i$ — коэффициент влияния, указывающий величину и знак изме-
нения тяги, вызванного отклонением на 1 % i -го возмущающего фак-
тора.

Отклонение расхода воздуха через поперечное сечение ВЗУ
определяется путем логарифмирования и последующего дифферен-
цирования зависимости:

$$\dot{m}_B = \varphi_H \rho_H V_H F_{вх}, \quad (4)$$

где $\varphi_H = f(V_H, \alpha_{п})$ — коэффициент расхода ВЗУ (функция скорости
невозмущенного потока V_H на высоте полета h и полетного угла ата-
ки $\alpha_{п}$ ЛА); ρ_H — плотность невозмущенного потока на высоте поле-
та h , кг/м³; $F_{вх}$ — геометрическая площадь входа ВЗУ, м².

После преобразования уравнения (4) получим искомое относи-
тельное отклонение:

$$\delta \dot{m}_в = \delta \rho_n + \left(1 + \frac{\partial \varphi_n}{\partial V_n} \frac{V_n}{\varphi_n} \right) \delta V_n + \delta F_{вх} + \frac{\partial \varphi_n}{\partial \alpha_n} \frac{\alpha_n}{\varphi_n} \delta \alpha_n. \quad (5)$$

Путем аналогичных преобразований зависимостей для расхода горючего $\dot{m}_г$, дополнительного сопротивления $X_{доп}$ и приведенной скорости потока на срезе сопла двигателя λ_a определяются зависимости, описывающие соответствующие относительные отклонения:

$$\delta \dot{m}_г = \delta F_{кр.п} + \delta p_n - \frac{1}{2} \delta R_g - \frac{1}{2} \delta T_{0г} + \delta k_g; \quad (6)$$

$$\delta X_{доп} = \left(1 - \frac{\partial C_{X_{доп}}}{\partial V_n} \frac{V_n}{C_{X_{доп}}} \right) + \frac{\partial C_{X_{доп}}}{\partial \alpha_n} \frac{\alpha_n}{C_{X_{доп}}} \delta \alpha_n + \frac{1}{2} \delta \rho_n + \delta F_{вх}; \quad (7)$$

$$\delta \lambda_a = \frac{\partial \lambda_a}{\partial F_a} \frac{F_a}{\lambda_a} \delta F_a + \frac{\partial \lambda_a}{\partial F_{кр.п}} \frac{F_{кр.п}}{\lambda_a} \delta F_{кр.п}. \quad (8)$$

Здесь $F_{кр.п}$ — площадь критического сечения системы подачи горючего (магистральной высокого давления); p_n — давление в магистрали системы подачи горючего; R_g — газовая постоянная горючего Дж/(кг·К); $T_{0г}$ — температура горючего после прохождения через теплообменное устройство, К; k_g — показатель адиабаты горючего; $C_{X_{доп}}$ — коэффициент дополнительного сопротивления; $F_{кр}$ — площадь критического сечения тракта ПВРД, м².

Термодинамические характеристики горючего зависят от давления в магистрали системы подачи, однако при умеренных значениях давления данной зависимостью можно пренебречь [11] и считать k_g , R_g , $T_{0г}$ независимыми переменными в диапазоне малых отклонений относительно номинального режима. В свою очередь, для продуктов сгорания горючего в высокоэнthalпийном потоке воздуха термодинамические характеристики представляют собой многокомпонентные зависимости от коэффициента избытка окислителя $\alpha_{к.с}$ и траекторных параметров, определяющих энтальпию набегающего потока воздуха, пренебречь которыми невозможно. Таким образом, их относительные отклонения могут быть определены в соответствии с представленными зависимостями:

$$\delta k_{п.с} = \frac{\partial k_{п.с}}{\partial V_n} \frac{V_n}{k_{п.с}} \delta V_n + \frac{\partial k_{п.с}}{\partial h} \frac{h}{k_{п.с}} \delta h + \frac{\partial k_{п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \frac{\alpha_{к.с}}{k_{п.с}} \delta \alpha_{к.с}; \quad (9)$$

$$\delta R_{п.с} = \frac{\partial R_{п.с}}{\partial V_H} \frac{V_H}{R_{п.с}} \delta V_H + \frac{\partial R_{п.с}}{\partial h} \frac{h}{R_{п.с}} \delta h + \frac{\partial R_{п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \frac{\alpha_{к.с}}{R_{п.с}} \delta \alpha_{к.с}; \quad (10)$$

$$\delta T_{0п.с} = \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial V_H} \frac{V_H}{T_{0п.с}} \delta V_H + \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial h} \frac{h}{T_{0п.с}} \delta h + \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \frac{\alpha_{к.с}}{T_{0п.с}} \delta \alpha_{к.с}. \quad (11)$$

Окончательное уравнение тяги ПВРД в малых отклонениях формируется путем подстановки относительных отклонений (5)–(11) в зависимость (3). Ввиду громоздкости полученное выражение представляется в виде сводной таблицы коэффициентов влияния (таблица).

Коэффициенты влияния воздействующих факторов на тягу и удельный импульс ПВРД

Воздействующие факторы	Характеристики двигателя	
	δP	δI_y
$\delta \rho_H$	$\frac{1}{P} \left[\dot{m}_B \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - V_H \dot{m}_B - \frac{1}{2} X_{доп} \right]$	
δp_H	$-\frac{F_a P_H}{P}$	
$\delta \alpha_{п.с}$	$\frac{1}{P} \left[\dot{m}_B \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - V_H \dot{m}_B \frac{\partial \varphi_H}{\partial \alpha_{п.с}} \frac{\alpha_{п.с}}{\varphi_H} - X_{доп} \frac{\partial C_{X_{доп}}}{\partial \alpha_{п.с}} \frac{\alpha_{п.с}}{C_{X_{доп}}} \right]$	
δV_H	$\frac{1}{P} \left[\dot{m}_B \left(\sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - V_H \left(1 + \frac{\partial \varphi_H}{\partial V_H} \frac{V_H}{\varphi_H} \right) \right) - \left(\dot{m}_B + \dot{m}_\Gamma \right) \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} z(\lambda_a) \times \left(\frac{2k_{п.с}}{(k_{п.с} + 1)} R_{п.с} T_{0п.с} \frac{\partial k_{п.с}}{\partial V_H} + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{R_{п.с}}{T_{0п.с}}} \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial V_H} V_H + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T_{0п.с}}{R_{п.с}}} \frac{\partial R_{п.с}}{\partial V_H} V_H \right) V_H - X_{доп} \left(1 - \frac{\partial C_{X_{доп}}}{\partial V_H} \frac{V_H}{C_{X_{доп}}} \right) \right]$	

Воздействующие факторы	Характеристики двигателя	
	δP	δI_y
δh	$\frac{(\dot{m}_B + \dot{m}_\Gamma)}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} z(\lambda_a) \times$ $\times \left(-\frac{2k_{п.с}}{(k_{п.с} + 1)} R_{п.с} T_{0п.с} \frac{\partial k_{п.с}}{\partial h} h + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{R_{п.с}}{T_{0п.с}}} \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial h} h + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T_{0п.с}}{R_{п.с}}} \frac{\partial R_{п.с}}{\partial h} h \right)$	
$\delta \alpha_{к.с}$	$\frac{(\dot{m}_B + \dot{m}_\Gamma)}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} z(\lambda_a) \times$ $\times \left(-\frac{2k_{п.с}}{(k_{п.с} + 1)} R_{п.с} T_{0п.с} \frac{\partial k_{п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \alpha_{к.с} + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{R_{п.с}}{T_{0п.с}}} \frac{\partial T_{0п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \alpha_{к.с} + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T_{0п.с}}{R_{п.с}}} \frac{\partial R_{п.с}}{\partial \alpha_{к.с}} \alpha_{к.с} \right)$	
$\delta F_{вх}$	$\frac{1}{P} \left[\dot{m}_B \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - V_H \dot{m}_B - X_{доп} \right]$	
$\delta F_{кр}$	$\frac{(\dot{m}_B + \dot{m}_\Gamma)}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) \left(1 - \frac{1}{\lambda_a^2} \right) \frac{\partial \lambda_a}{\partial F_{кр}} F_{кр}$	
$\delta F_{кр.п}$	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a)$	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - 1$
$\delta p_{п}$	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a)$	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) - 1$
δF_a	$-\frac{F_a p_H}{P} + \frac{(\dot{m}_B + \dot{m}_\Gamma)}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) \left(1 - \frac{1}{\lambda_a^2} \right) \frac{\partial \lambda_a}{\partial F_a} F_a$	
δk_Γ	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) \frac{\partial A}{\partial k_\Gamma} k_\Gamma$	$\frac{\dot{m}_\Gamma}{P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) \frac{\partial A}{\partial k_\Gamma} k_\Gamma - 1$

Воздействующие факторы	Характеристики двигателя	
	δP	δI_y
δR_{Γ}	$-\frac{\dot{m}_{\Gamma}}{2P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a)$	$-\frac{\dot{m}_{\Gamma}}{2P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a)$
δT_{0r}	$-\frac{\dot{m}_{\Gamma}}{2P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) + \frac{1}{2}$	$-\frac{\dot{m}_{\Gamma}}{2P} \sqrt{\frac{(k_{п.с} + 1)}{2k_{п.с}}} R_{п.с} T_{0п.с} z(\lambda_a) + \frac{1}{2}$

Аналогичным образом определяется уравнение удельного импульса в малых отклонениях и соответствующие коэффициенты влияния:

$$\delta I_y = \delta P - \delta \dot{m}_{\Gamma}$$

Горизонтальные строки таблицы соответствуют независимым параметрам — воздействующим факторам, вертикальные столбцы соответствуют зависимым переменным, в данном случае тяге и удельному импульсу ПВРД. На пересечении столбцов находится выражение, определяющее коэффициент влияния данного независимого параметра на характеристику.

Результаты расчета. На основании известных параметров номинального режима работы двигателя, полученного для следующих условий: ВКС совершает полет со скоростью, соответствующей числу Маха $M_n = 6$ на высоте $h = 20$ км под углом атаки $\alpha_n = 4^\circ$, определены численные значения коэффициентов влияния. Основное рабочее тело, поступающее в теплообменное устройство из баков, — сжиженный пропан, обладающий необходимыми энергетическими и охлаждающими свойствами [11–14], характеристики горючего представлены ниже:

Основные характеристики сжиженного пропана

Плотность, кг/м ³	500
Температура кипения, К	231
Температура самовоспламенения, К	810
Низшая массовая теплотворная способность, кДж/кг	723
Хладоресурс, кДж/кг	2995

Примем допущение: на охлаждаемом участке, длина которого составляет ~2,5 м, разложению подвергается около 20 % исходного горючего [15, 16]. Тогда в результате термического крекинга пропана

образуются метан и этилен в равных долях [15–18]. Содержанием генераторного газа в преобразованном рабочем теле пренебрегаем. Коэффициент избытка окислителя в камере сгорания ПВРД — $\alpha_{к.с} = 2$. Термодинамические характеристики смеси «воздух — горючее» определялись расчетным путем [19, 20]. Полученные численные значения коэффициентов влияния на тягово-импульсные характеристики ВКС представлены на диаграмме (рис. 2).

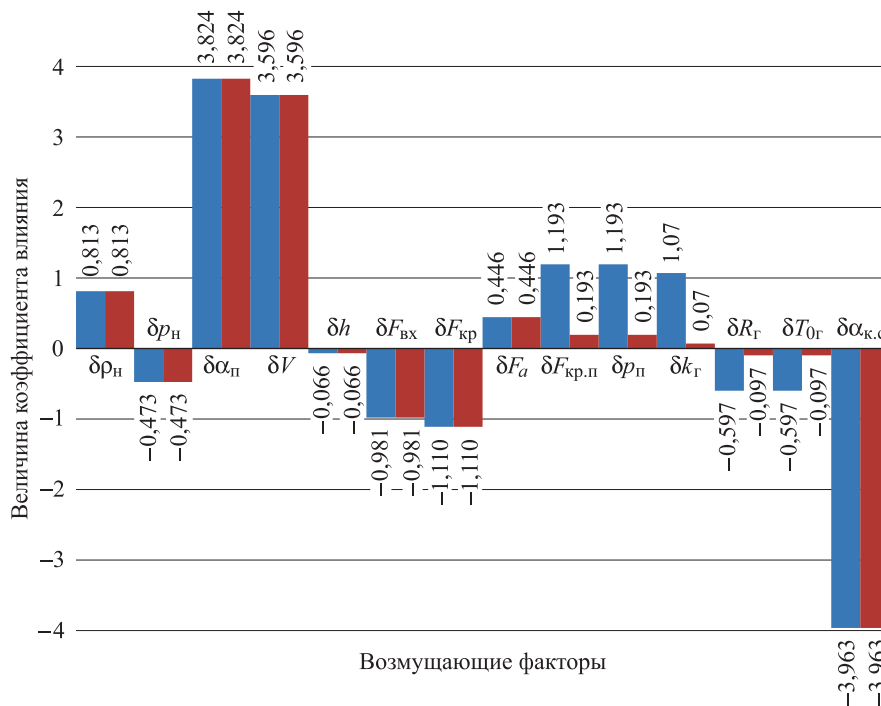


Рис. 2. Численные значения возмущающих факторов на тягу и удельный импульс прямоточного воздушно-реактивного двигателя воздушно-космического самолета: δP — δI_y ; $\delta \rho_n$ — отклонение возмущающего фактора для плотности невозмущенного потока; δp_n — отклонение возмущающего фактора для давления набегающего потока; $\delta \alpha_n$ — отклонение возмущающего фактора для угла атаки; δV — отклонение возмущающего фактора для скорости; δh — отклонение возмущающего фактора для высоты полета; $\delta F_{вх}$ — отклонение возмущающего фактора для геометрической площади входа; $\delta F_{кр}$ — отклонение возмущающего фактора для площади критического сечения тракта; δF_a — отклонение возмущающего фактора для площади среза сопла; $\delta F_{кр.п}$ — отклонение возмущающего фактора для площади критического сечения системы подачи горючего; δp_n — отклонение возмущающего фактора для давления в магистрали системы подачи горючего; δk_Γ — отклонение возмущающего фактора для показателя адиабаты горючего; δR_Γ — отклонение возмущающего фактора для газовой постоянной горючего; $\delta T_{0\Gamma}$ — отклонение возмущающего фактора для температуры горючего; $\delta \alpha_{к.с}$ — отклонение возмущающего фактора для коэффициента избытка окислителя в камере сгорания

Анализ результатов расчета статической чувствительности ПВРД показывает, что наибольшее влияние на тягово-импульсные характеристики двигателя оказывает коэффициент избытка окислителя в камере

сгорания $\alpha_{к.с.}$: увеличение данного параметра на 1 % приводит к снижению тяги и удельного импульса на ≈ 4 %. Из этого следует возможность осуществления глубокого регулирования рабочего процесса посредством варьирования соотношения окислителя и горючего.

Существующие требования к минимальному (условие воспламенения богатой топливовоздушной смеси) и максимальному (устойчивость горения бедной топливовоздушной смеси) значению величины $\alpha_{к.с.}$ ограничивают возможности по реализации регулирования по данному параметру. Полученные результаты указывают на возможность увеличения глубины регулирования рабочего процесса за счет применения регуляторов расширения сопла ПВРД ($\delta F_{кр} \approx -1,1\%$) совместно с регуляторами других типов.

Следует отметить высокую чувствительность характеристик ПВРД к изменению траекторных параметров — скорости ($\delta V_n \approx 3,6\%$) и угла атаки ($\delta \alpha_n \approx 3,8\%$), что указывает на целесообразность осуществления крейсерского режима полета с поддержанием значений данных параметров неизменными. В соответствии с принципом «суперпозиции», а также с учетом разнонаправленности влияния параметров для исследуемого ЛА возможно осуществление маневров типа «разгон — торможение» с минимальным влиянием на тягово-импульсные характеристики при условии варьирования различных характеристик.

Удельный импульс как параметр, характеризующий эффективность двигателя, менее чувствителен к изменению термодинамических свойств горючего и условиям его подачи. Поскольку мало влияние таких внешних параметров, как плотность потока и высота полета, ими можно пренебречь. Полученные величины коэффициентов влияния справедливы для конкретного модельного ЛА и могут значительно отличаться при использовании методики применительно к другим ПВРД ВКС ввиду высокой вариативности характеристик двигателя и условий полета.

Заключение. На основании проведенного исследования авторами статьи были сделаны следующие выводы.

1. Разработана инженерная методика расчета статической чувствительности тягово-импульсных характеристик ПВРД на криогенном горючем.

2. На основании полученных таблиц коэффициентов влияния проведены расчеты их численных значений для модельного ПВРД ВКС.

3. Анализ результатов расчетов показал, что:

- наибольшее влияние на тягово-импульсные характеристики ПВРД оказывает коэффициент избытка окислителя в камере сгорания двигателя, из чего следует возможность осуществления глубокого

регулирования рабочего процесса с помощью варьирования соотношения окислителя и горючего;

- возможно расширение диапазона глубины регулирования рабочего процесса за счет применения регуляторов расширения сопла тракта ПВРД совместно с другими типами регуляторов, например, регуляторами проходного сечения системы подачи горючего;

- высокая чувствительность тяги и удельного импульса к изменению траекторных параметров — скорости и угла атаки — указывает на целесообразность осуществления крейсерского режима полета с поддержанием значений данных параметров неизменными.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-38-90189.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Курзинер Р.И. *Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета*. Москва, Машиностроение, 1989, 263 с.
- [2] Сорокин В.А., ред. *Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 317 с.
- [3] Baidya R., Pesyridis A., Cooper M. Ramjet Nozzle Analysis for Transport Aircraft Configuration for Sustained Hypersonic Flight. *Applies Sciences*, 2018, no. 8 (574), pp. 1–24. DOI: 10.3390/app8040574
- [4] Alkaya C., Alex Sam A., Pesyridis A. Conceptual Advanced Transport Aircraft Design Configuration for Sustained Hypersonic Flight. *Aerospace*, 2018, no. 5 (91), pp. 1–27. DOI: 10.3390/aerospace5030091
- [5] Billig F.S. Propulsion Systems from Takeoff to High-Speed Flight. *High-Speed Flight Systems*, 1991, vol. 137, pp. 21–100. DOI: 10.2514/5.9781600866104.0021.0100
- [6] Czysz P., Murthy S.N.B. Energy Analysis of High-Speed Flight System. *High-Speed Flight Systems*, 1991, vol. 137, pp. 143–235.
- [7] Карасев В.Н., Левин В.М. Моделирование тяговых характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя для больших сверхзвуковых скоростей. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2013, № 64, с. 1–9. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/be4/rus.pdf?lang=ru&issue=64> (дата обращения 18.01.2020).
- [8] Семенов В.Л., Галанкин Е.М., Серебряков Д.И. *Двигательная установка для гиперзвукового летательного аппарата*. Пат. № 2287076 Российская Федерация, 2006, 4 с.
- [9] Черкез А.Е. *Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений*. Москва, Машиностроение, 1975, 354 с.
- [10] Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю. *Статика и динамика ракетных двигательных установок*. Москва, Машиностроение, 1978, 320 с.
- [11] Шигабиев Т.Н., Яновский Л.С., Галимов В.Ф., Иванов В.Ф. *Эндотермические топлива и рабочие тела силовых и энергетических*. Казань, Изд-во Каз. гос. техн. ун-та, 1996, 264 с.
- [12] Yoon E.M., Selvaraj L., Song C., Stallman J.B., Coleman M.M. High-Temperature Stabilizers for Jet Fuels and Similar Hydrocarbon Mixtures. *Energy and Fuels*, 1996, vol. 10, pp. 806–811. DOI: 10.1021/ef9502281

- [13] Maurice L.Q., Corporan E., Minus D., Mantz R., Edwards T., Wohlwend K., Harrison W.E., Striebich R.C., Sidhu S., Graham J., Hitch B., Wickham D., Karpuk M. Smart Fuels: «Controlled» Chemically Reacting. *9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 1999, AIAA Paper, 1999, pp. 1–11. DOI: 10.2514/6.1999-4916
- [14] Lewis M.J. Significance of Fuel Selection for Hypersonic Vehicle Range. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, vol. 17, no. 6, pp. 1214–1221. DOI: 10.2514/2.5866
- [15] Михаил Р., Кырлогану К. *Реакторы в химической промышленности*. Ленинград, Химия, 1968, 388 с.
- [16] Тиличев М.Д. *Химия крекинга*. Москва; Ленинград, Гостоптехиздат, 1941, 269 с.
- [17] Buekens A.G., Fronment G.F. Thermal Cracking of Propane. *Kinetics and Product Distribution Industrial and Engineering Chemistry Process Design and Development*, 1968, no. 7 (3), pp. 435–447. DOI: 10.1021/i260027a022
- [18] Zhang N., Qui T., Bingzhen C. CFD Simulation of Propane Cracking Tube Using Detailed Radical Kinetic Mechanism. *Fluid Dynamic and Transport Phenomena. Chinese Journal of Chemical Engineering*, 2013, no. 21 (12), pp. 1319–1331. DOI: 10.1016/s1004-9541(13)
- [19] Yang Q., Chang J., Bao W. Thermodynamic analysis on specific thrust of the hydrocarbon fueled scramjet. *Energy*, 2014, vol. 76 (1), pp. 552–558. DOI: 10.1016/j.energy.2014.08.052
- [20] Трусов Б.Г. Программная система Тетра для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Горение и плазмохимия. Материалы III Международного симпозиума*. Алматы, Изд-во Казахского национального университета, 2005, с. 52–57.

Статья поступила в редакцию 20.03.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Святушенко В.В., Ягодников Д.А. Статическая чувствительность тягово-импульсных характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя воздушно-космического самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1988>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства («Королевские чтения»), 28–31 января 2020 года, Москва, Российская Федерация

Святушенко Виктория Валерьевна — аспирант кафедры «Ракетные двигатели», младший научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: vv_svyatushenko@mail.ru

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: daj@bmstu.ru

Static sensitivity of the thrust-impulse characteristics of an aerospaceplane ramjet engine

© V.V. Svyatushenko, D.A. Yagodnikov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the effect of various perturbations on the values of thrust-impulse characteristics of an aerospaceplane ramjet operating on a cryogenic hydrocarbon fuel. An engineering method has been developed to determine variations in the output characteristics of the engine depending on the trajectory and working process parameters, the properties of the fuel. A summary table of the influence coefficients is presented. These coefficients determine the value and sign of thrust and specific impulse caused by certain perturbations. The calculations showed that the excess oxidant ratio has the greatest effect on the ramjet thrust-impulse response, which allows performing deep control of the workflow by changing the ratio of oxidant and fuel in the engine combustion chamber. High sensitivity of the output characteristics to a change in the trajectory parameters is indicated. Recommendations on the selecting characteristics of the cruising flight and increasing the range of workflow controlling are offered.

Keywords: ramjet engine, aerospaceplane, engine static sensitivity, thrust-impulse characteristics, small-deflection theory

The research was funded by RFBR, project number 19-38-90189

REFERENCES

- [1] Kurziner R.I. *Reaktivnye dvigateli dlya bolshikh sverkhzvukovykh skorostey polyeta* [Jet engines for high supersonic flight speeds]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 263 p.
- [2] Sorokin V.A., ed. *Proyektirovaniye i otrabotka raketno-pryamotochnykh dvigateley na tverdom toplive* [Design and development of solid propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 317 p.
- [3] Baidya R., Pesyridis A., Cooper M. *Applies Sciences*, 2018, no. 8 (574), pp. 1–24. DOI: 10.3390/app8040574
- [4] Alkaya C., Alex Sam A., Pesyridis A. *Aerospace*, 2018, no. 5 (91), pp. 1–27. DOI: 10.3390/aerospace5030091
- [5] Curran E.T., Murthy S.N.B. *High-Speed Flight Systems*, 1991, vol. 137, pp. 21–100. DOI: 10.2514/5.9781600866104.0021.0100
- [6] Curran E.T., Murthy S.N.B. *High-Speed Flight Systems*, 1991, vol. 137, pp. 143–235.
- [7] Karasev V.N. *Trudy MAI — Transactions of Moscow Aviation Institute*, 2013, no. 64, pp. 1–9. Available at: <http://trudymai.ru/upload/iblock/be4/rus.pdf?lang=ru&issue=64> (accessed January 18, 2020).
- [8] Semenov V.L., Galankin E.M., Serebryakov D.I. *Dvigatel'naya ustanovka dlya giperzvukovogo letatel'nogo apparata* [Propulsion system of hypersonic aircraft]. Patent RF no. 2287076, 2006, 4 p.
- [9] Cherkez A.E. *Inzhenernyye raschety gazoturbinnyykh dvigateley metodom malykh otkloneniy* [Engineering calculations of gas turbine engines using the small-deflection theory]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 354 p.

- [10] Volkov Ye.B., Syritsin T.A., Mazing G.Yu. *Statika i dinamika raketnykh dvigatelnykh ustanovok* [Statics and dynamics of rocket propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 320 p.
- [11] Shigabiyev T.N., Yanovsky L.S., Galimov V.F., Ivanov V.F. *Endotermicheskie topliva i rabochiye tela silovykh i energeticheskikh ustanovok* [Endothermic fuels and working bodies of power plants]. Kazan, Kazanskiy Gosudarstvennyy Tekhnicheskiiy Universitet Publ., 1996, 264 p.
- [12] Yoon E.M., Selvaraj L., Song C., Stallman J.B., Coleman M.M. *Energy and Fuels*, 1996, vol. 10, pp. 806–811. DOI: 10.1021/ef9502281
- [13] Maurice L.Q., Corporan E., Minus D., Mantz R., Edwards T., Wohlwend K., Harrison W.E., Striebich R.C., Sidhu S., Graham J., Hitch B., Wickham D., Karpuk M. Smart Fuels: ‘Controlled’ Chemically Reacting. *Proceedings of the 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 1999*, AIAA Publ., 1999, pp. 1–11. DOI: 10.2514/6.1999-4916
- [14] Lewis M.J. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, vol. 17, no. 6, pp. 1214–1221. DOI: 10.2514/2.5866
- [15] Michail R., Kirloganu K. *Reaktory v khimicheskoy promyshlennosti* [Reactors in the chemical industry]. Leningrad, Khimiya Publ, 1968, 388 p.
- [16] Tilicheev M.D. *Khimiya krekinga* [Chemistry of Cracking]. Moscow, Gostoptekhizdat Publ., 1941, 269 p.
- [17] Buekens A.G., Fronment G.F. *Industrial and Engineering Chemistry Process Design and Development*, 1968, no. 7 (3), pp. 435–447. DOI: 10.1021/i260027a022
- [18] Zhang N., Qui T., Bingzhen C. *Fluid Dynamic and Transport Phenomena. Chinese Journal of Chemical Engineering*, 2013, no. 21 (12), pp. 1319–1331. DOI: 10.1016/s1004-9541(13)
- [19] Yang Q., Chang J., Bao W. *Energy*, 2014, vol. 76 (1), pp. 552–558. DOI: 10.1016/j.energy.2014.08.052
- [20] Trusov B.G. Programmnaya sistema TERRA dlia modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh [TERRA software for the simulation of phase and chemical equilibria at high temperatures]. *Materialy 3-go Mezhdunarodnogo simpoziuma “Gorenie i plazmokhimiia”* [Burning and plasma chemistry. Proceedings of the III International Symposium]. Almaty, KNU publ., 2005, pp. 52–57.

Svyatushenko V.V., post-graduate student, Department of Rocket Engines, Research Assistant, Research Institute of Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: vv_svyatushenko@mail.ru

Yagodnikov D.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: daj@bmstu.ru