

Влияние свойств топлив на характеристики летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем

Аверьков И.С., Разносчиков В.В., Яновский Л.С.

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

e-mail: averkov@ciam.ru

Проанализировано влияние энергетических характеристик топлива на дальность полета летательных аппаратов ракетной конфигурации с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Особое внимание уделено изучению влияния плотности и массовой теплоты сгорания топлива на удельный импульс двигателя и аэродинамическое качество летательного аппарата. Даны рекомендации по использованию формулы Бреге при сравнении различных видов топлива.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель, топливо, дальность полета.

Influence of fuel properties on the characteristics of an aircraft with air-jet engine

Averkov I.S., Raznoschikov V.V., Yanovskiy L.S.

CIAM, Moscow

The influence of the fuel energy characteristics on the flight range of rocket aircraft with a ram-jet engine is analyzed. Special attention is paid to the study of effect of density and mass heat of combustion of the fuel on specific impulse of engine and the aerodynamic quality of aircraft. Recommendations are given on the use of the Breguet formula when comparing different fuels.

Keywords: air-jet engine, fuel, flight range.

Введение

На этапе научно-исследовательских работ и аван-проектов по модернизации или созданию новых сверх-звуковых летательных аппаратов (ЛА) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД) [1] встает задача выбора существующего топлива или разработки нового с высокими энергетическими показателями, в первую очередь, массовой теплотой сгорания H_U и плотностью ρ . Кроме того, во внимание принимаются стехиометрический коэффициент L_0 , работоспособность продуктов сгорания RT (R – газовая постоянная; T – температура) и способность топлива при прочих равных условиях обеспечить приемлемый уровень полноты сгорания. Как правило, топливо выбирают из условия обеспечения наибольшей дальности полета ЛА, для оценки которой на практике часто используют формулу Бреге [2]

$$S_B = KV_n J_y \ln(\mu), \quad (1)$$

где S_B – дальность полета; K – аэродинамическое качество ЛА; V_n – скорость полета, которая при сравнении топлив является фиксированной величиной; J_y – эффективный удельный импульс (далее – удельный импульс) двигателя; μ – относительное массовое число аппарата [2]; $\mu = M_0 / M_k$ (M_0 и M_k – начальная и конечная масса ЛА соответственно). Чаще всего сравнение топлив проводят при постоянном объеме топливного отсека ЛА. В этих условиях формулу (1) удобно переписать в виде

$$S_B = KV_n J_y \ln(1 + \sigma_k \rho), \quad (2)$$

где σ_k – коэффициент конструктивного совершенства ЛА [2], $\sigma_k = V_T / M_k$; V_T – объем топлива.

Тогда при сравнении топлив $\sigma_k = \text{const}$. При использовании формулы (2) на практике дополнительно вводятся два допущения: 1) $K = \text{const}$; 2) пересчет удельного импульса по соотношению $J'_y / J''_y = H'_U \eta' / (H''_U \eta'')$, где J'_y , H'_U , η' – удельный импульс, массовая теплота

сгорания и полнота сгорания для первого топлива; J_y'', H_U'', η'' – аналогично для второго топлива.

Данные допущения справедливы лишь для топлив с подобным элементным составом и близкими значениями плотностей, иначе они могут приводить к значительным погрешностям из-за сложного влияния характеристик топлива на K и J_y . Цель настоящей работы – выяснение характера влияния отдельных характеристик топлив на K и J_y , а также на дальность полета ЛА.

Постановка задачи исследования

Рассматриваются несколько вариантов сверхзвуковых ЛА с ПВРД ракетной конфигурации, подобных ракете «Метеор» (рис. 1) [3], различающихся калибром, сухой массой, объемом топливного отсека, количеством воздухозаборных устройств (ВЗУ), а также высотой и скоростью полета.

Пределы изменения параметров ЛА: калибр 200...300 мм; сухая масса 130...400 кг; объем топлива 0,02...0,06 м³; высота полета 0,5...16 км; число М полета 2...5; ВЗУ 2-патрубковый под 90° и 4-патрубковый по схеме Х; полнота сгорания 0,6...1,0. Для рассмотренных ЛА в результате численных расчетов получены аэродинамические характеристики, дроссельные характеристики ВЗУ, а также коэффициент сопротивления ВЗУ по жидкой линии в рабочем диапазоне чисел Маха и углов атаки. Для каждого топлива конкретного ЛА выполняется формирование оптимальной проточной части ПВРД по критерию дальности полета. При этом сухая масса и объем топлива остаются неизменными. Варьируемые переменные: площадь входа ВЗУ, площади критического сечения сопла и среза сопла. В рамках данного ЛА условия старта и вид траектории идентичны для разных топлив. Во всех вычислениях рассматриваются горизонтальные прямолинейные полеты с постоянной скоростью. Расчет полета выполняется путем численного интегрирования уравнений динамики полета. Расход топлива регулируется по программе, обеспечивающей постоянство скорости полета. Принимается, что изменение площади ВЗУ при переходе с одного топлива на другое слабо влияет на аэродинамические характеристики (АДХ) ЛА при условии, что будет учтен коэффициент сопротивления по жидкой линии ВЗУ в расчете эффективной тяги [1]. Предварительные оценки показывают,



Рис. 1. Внешний вид ракеты «Метеор» [3]

что при одном и том же объеме топлива сухая масса топливного отсека цилиндрической конфигурации несущественно различается для твердых (газогенераторных) и жидких топлив. Кроме того, изменение площадей входа ВЗУ и критического сечения сопла при переходе от одного топлива к другому практически не изменяет сухую массу ЛА. Таким образом, стартовая масса рассматриваемого ЛА будет определяться только плотностью топлива.

В работе исследовано более 100 топлив, включая жидкие и твердые, безметалльные и металлсодержащие. Рассмотрены существующие топлива [4, 5], а также гипотетические и модельные. Характеристики исследованных топлив находятся в пределах: $H_U = 8...70$ МДж/кг; $\rho = 500...10000$ кг/м³; $L_0 = 0,3...14,8$. Анализ показателей топлив целесообразно проводить в безразмерных единицах, поэтому в дальнейшем все величины свойств топлива относятся к соответствующим характеристикам керосина, который условно принят за базовое топливо ($H_U = 42,937$ МДж/кг; $\rho = 778$ кг/м³; $L_0 = 14,725$).

Программный инструмент

Для решения задач, связанных с предварительным формированием облика ЛА, основных геометрических параметров проточной части двигателя и выбора топлива, разработан программный модуль, основанный на одномерных инженерных подходах, который позволяет организовать цикл расчетно-теоретических и оптимизационных исследований в системе ЛА. Разработка модуля велась в рамках программного комплекса [6], в основе которого заложена концепция системного анализа топливо – силовая установка – ЛА [6]. Программный код написан на Fortran 2008 с применением технологии OpenMP для распараллеливания вычислений, что особенно актуально при выполнении оптимизационных исследований. В модуле использованы известные методики газодинамического расчета ПВРД [1, 3, 7, 8] с учетом зависимости теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания от температуры. Расчет свойств продуктов сгорания проводился с помощью программного модуля Tetra [9], непосредственно интегрированного в общий программный комплекс. Влияние конденсированной фазы (k -фазы) на свойства продуктов сгорания (ПС) учитывается путем расчета газовой постоянной R , а также изобарной c_p и изохорной c_v теплоемкостей для псевдогаза с учетом массовой доли k -фазы z [10]:

$$c_p = (1-z)c_{pg} + zc_{pk}; c_v = (1-z)c_{vg} + zc_{vk}; \\ R = R_g(1-z).$$

Полнота сгорания учитывается коррекцией полной энтальпии топлива [1]. В каждой точке полета эффективная тяга двигателя определяется путем согласования

характеристик ВЗУ и камеры сгорания с реактивным соплом [7]. Коэффициент избытка воздуха и расход воздуха по траектории полета для каждого из топлив формируются в результате решения оптимизационной задачи по максимизации дальности полета ЛА.

Анализ результатов исследования

Было выполнено более 500 расчетов для различных ЛА на разных топливах. Полученный массив данных позволяет проанализировать влияние отдельных свойств топлива на параметры двигателя и ЛА. Если в формулу (2) подставить среднеинтегральные значения K и J_y , полученные по результатам расчета динамики полета оптимальных обликов ЛА, и ввести линейную аппроксимацию $\bar{S} = k\bar{S}_B$, где \bar{S} – относительная дальность, $\bar{S} = S/S_6$ (S – дальность горизонтального полета ЛА по результатам расчета динамики полета); \bar{S}_B – относительная дальность по Бреге; $\bar{S}_B = S_B/S_{B,6}$ (S_6 и $S_{B,6}$ – дальности полетов на базовом топливе по результатам расчета динамики полета и по Бреге), то получится хорошее согласование результатов (рис. 2).

Таким образом, формула Бреге позволяет корректно сравнивать топлива при условии наличия достоверных сведений о величинах K и J_y . В общем случае K является функцией параметров, влияющих на вес ЛА (σ_k и ρ), условий полета (высота H , число M полета, динамический напор q), а также характеристик топлива, от которых зависит формирование оптимальной площади ВЗУ (H_U, L_0, g_i). Выше было сформулировано допущение, что изменение площади ВЗУ слабо изменяет АДХ ЛА при условии учета коэффициента сопротивления по жидкой линии ВЗУ при расчете эффективной тяги [1]. В результате принятых допущений следует ожидать, что K будет зависеть от σ_k, ρ, H, M и q .

В свою очередь J_y можно связать непосредственно с характеристиками двигателя: расходом топлива G_T ,

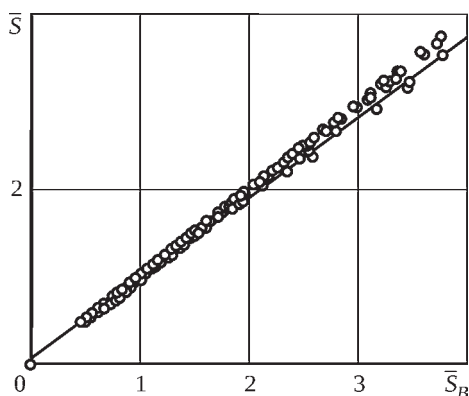


Рис. 2 Аппроксимация дальности полета по формуле Бреге при использовании среднеинтегральных значений K и J_y из расчета динамики полета оптимальных обликов ЛА:
 — — — — — аппроксимация; ○ — расчет

температурой T и газовой постоянной P_C , которые зависят от теплоты сгорания H_U , стехиометрического коэффициента L_0 и элементного состава топлива. Кроме того, на удельный импульс оказывают влияние σ_k и ρ , поскольку от этих величин зависят угол атаки, тяга на начальном участке полета и, как следствие, формирование площадей критического сечения сопла ПВРД и ВЗУ, а также оптимальное значение коэффициента избытка воздуха. Увеличение плотности при прочих равных условиях приводит к возрастанию отношения площади критического сечения ПВРД к площади ВЗУ для реализации большей тяги на начальном участке полета. Кроме того, следует ожидать влияние на J_y параметров полета H, M и q . Для обобщения результатов и сокращения количества переменных анализ удобно проводить в относительных величинах. При этом будут вызывать интерес следующие функции:

$$\{\bar{S}, \bar{K}, \bar{J}_y\} = f(\bar{\rho}, \bar{H}_U, \bar{\eta}, \bar{L}_0, g_i, \sigma_k, N_{ВЗУ}, H, M, q, D), \quad (3)$$

где $\bar{S} = S/S_6$; (S_6 – дальность полета на базовом топливе с оптимизированной проточной частью ПВРД в рамках того же ЛА при той же полноте сгорания и том же количестве ВЗУ, что и для рассматриваемого топлива); $\bar{K} = K/K_6$ (K_6 – аэродинамическое качество ЛА на базовом топливе с оптимизированной проточной частью ПВРД в рамках того же ЛА при той же полноте сгорания и том же количестве ВЗУ, что и для рассматриваемого топлива); $\bar{J}_y = J_y/J_{y,6}$ ($J_{y,6}$ – удельный импульс ЛА на базовом топливе с оптимизированной проточной частью ПВРД в рамках того же ЛА при той же полноте сгорания и том же количестве ВЗУ, что и для рассматриваемого топлива); $\bar{\rho} = \rho/\rho_6$ (ρ_6 – плотность базового топлива); $\bar{H}_U = H_U/H_{U,6}$ ($H_{U,6}$ – массовая теплота сгорания базового топлива); $\bar{L}_0 = L_0/L_{0,6}$ ($L_{0,6}$ – стехиометрический коэффициент базового топлива); g_i – массовые доли элементов в брутто-формуле топлива; $N_{ВЗУ}$ – количество коробов ВЗУ; D – калибр ЛА.

Анализ влияния H_U

Один из важнейших энергетических показателей топлива – его массовая теплота сгорания H_U , равная количеству энергии, выделяемой при полном окислении 1 кг топлива. Данный параметр характеризует запас химической энергии в единице массы бортового топлива и, таким образом, не только учитывает энергетические возможности топлива, но и определяет эффективность

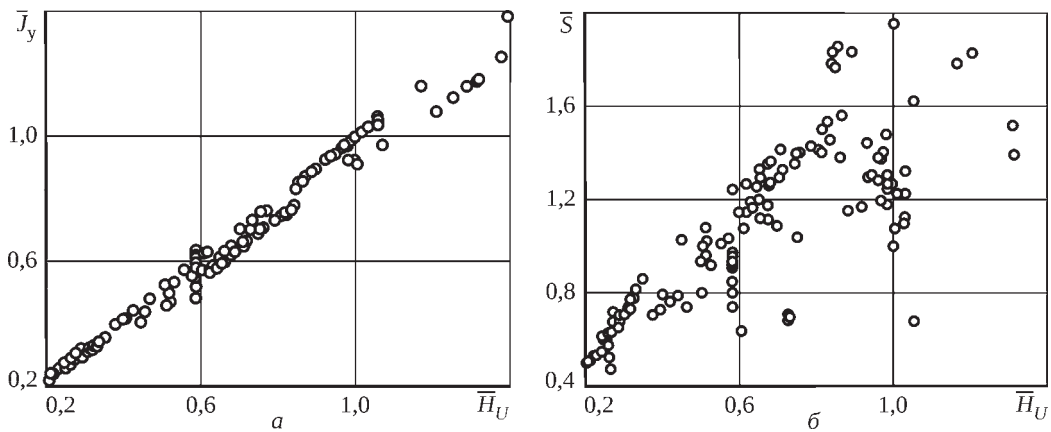


Рис. 3. Влияние \bar{H}_U на \bar{J}_y (а) и \bar{S} (б) при фиксированных параметрах двигателя и ЛА

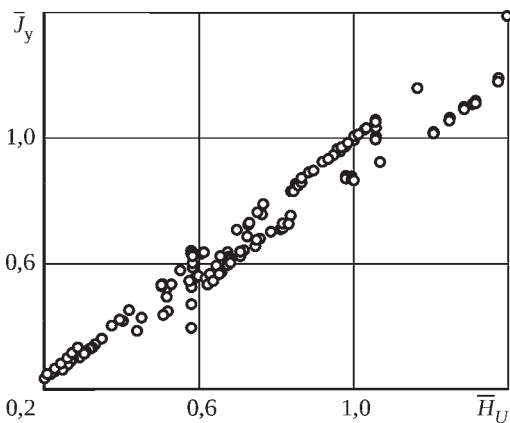


Рис. 4. Влияние \bar{H}_U на \bar{J}_y с учетом полноты сгорания при различных σ_k ЛА

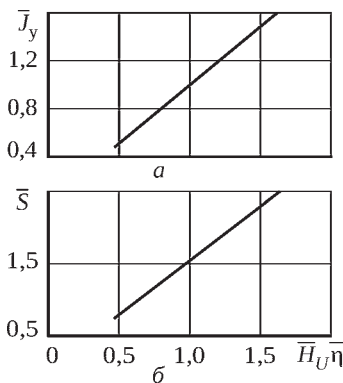


Рис. 5. Влияние $\bar{H}_U \bar{\eta}$ на \bar{J}_y (а) и \bar{S} (б) при прочих фиксированных параметрах топлива

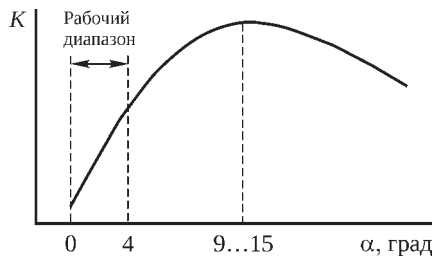


Рис. 6. Типичная зависимость аэродинамического качества от угла атаки для сверхзвуковых бескрылых ракет с калибром 200...300 мм

использования забортного окислителя. Действительно, чем меньше окислителя содержится в бортовом топливе, тем выше H_U при прочих равных условиях. В связи с этим массовая теплота сгорания в значительной степени определяет удельный импульс двигателя. На рис. 3 показано влияние \bar{H}_U на средний по траектории полета удельный импульс ПВРД при фиксированных параметрах двигателя ($\eta = \text{const}$; $N_{\text{ВЗУ}} = \text{const}$) и ЛА ($\sigma_k = \text{const}$; $H = \text{const}$; $M = \text{const}$; $q = \text{const}$; $D = \text{const}$). Разброс точек обусловлен влиянием на \bar{J}_y состава и плотности топлива ($H_U = \text{var}$; $L_0 = \text{var}$; $g_i = \text{var}$; $\rho = \text{var}$).

Значительный разброс точек на зависимости \bar{S} от \bar{H}_U свидетельствует о том, что \bar{H}_U не может быть критерием энергетической эффективности топлива, поскольку не учитывает плотность топлива, а также его влияние на формирование свойств ПС, которые являются рабочим телом в реактивном сопле.

Степень влияния ρ на \bar{J}_y зависит от σ_k , что следует из рис. 4, на котором разброс точек на зависимости \bar{J}_y от \bar{H}_U становится больше при сопоставлении \bar{J}_y ЛА с разными σ_k ($\sigma_k = \text{var}$ при фиксированных остальных параметрах двигателя и ЛА).

Для анализа чистого влияния \bar{H}_U на \bar{S} и \bar{J}_y проведена серия расчетов по формированию оптимальных обливок проточной части ЛА на модельных топливах, имеющих фиксированные значения плотности, состава и L_0 , но различающихся только H_U . В результате оказалось, что независимо от параметров ЛА и двигателя наблюдается линейная зависимость \bar{S} и \bar{J}_y от произведения $\bar{H}_U \bar{\eta}$ при условии постоянства плотности и состава топлива ($H_U = \text{var}$; $L_0 = \text{const}$; $g_i = \text{const}$; $\rho = \text{const}$; $\eta = \text{var}$; $N_{\text{ВЗУ}} = \text{var}$; $\sigma_k = \text{var}$; $H = \text{var}$; $M = \text{var}$; $q = \text{var}$; $D = \text{var}$) (рис. 5). Относительное аэродинамическое качество \bar{K} остается неизменным при фиксированной плотности топлива. Таким образом, при $L_0 \approx \text{const}$ $g_i \approx \text{const}$ и $\rho \approx \text{const}$, но различных параметрах двигателя и ЛА можно использовать следующие зависимости:

$$\bar{J}_y = \bar{H}_U \bar{\eta}; \bar{K} = 1; \bar{S} = 1,528 \bar{H}_U \bar{\eta}.$$

Анализ влияния ρ

Для сверхзвуковых ЛА ракетной компоновки характерно малое изменение углов атаки при существенном изменении плотности топлива, что связано с большими динамическими напорами. При изменении плотности от 500 до 6000 кг/м³ угол атаки изменяется в пределах 0...4°. При этом экстремум аэродинамического качества достигается при углах атаки 9...15° (рис. 6). Поэтому в широком диапазоне изменения плотности топлива наблюдается практически линейный рост дальности полета и аэродинамического качества.

Для параметрического исследования чистого влияния плотности топлива ρ проведены оптимизационные расчеты разных ЛА на серии модельных топлив, имею-

щих идентичный состав ($g_i = \text{const}$; $I_0 = \text{const}$) и энергетику ($H_U = \text{const}$), но различающихся плотностью. При этом рассматривались ЛА с разными значениями σ_k , H , M , q , D , $N_{\text{ВЗУ}}$, η . Данные расчеты позволяют проанализировать в параметрическом виде функции

$$\bar{S} = f(\bar{\rho}); \bar{J}_y = f(\bar{\rho}); \bar{K} = f(\bar{\rho}). \quad (4)$$

Расчеты показали, что двигательные параметры η и $N_{\text{ВЗУ}}$, а также калибр D не влияют на характер функций (4) (рис. 7 – рис. 9).

Существенное влияние на характер функций (4) оказывает коэффициент σ_k (рис. 10). При большем σ_k имеет место большее влияние плотности на стартовый вес ЛА, угол атаки и тягу на начальном участке полета, что в свою очередь влияет на \bar{K} и \bar{J}_y .

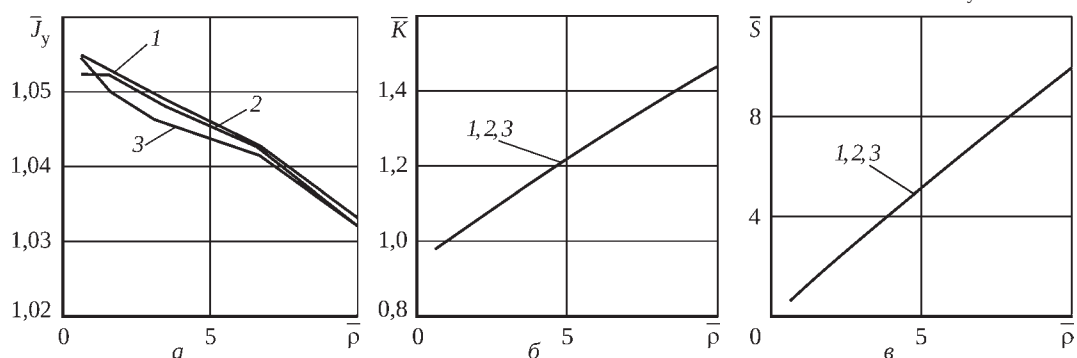


Рис. 7. Влияние $\bar{\rho}$ и η на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $\eta = \text{var}$):
1 – $\eta = 0,6$; 2 – $\eta = 0,8$; 3 – $\eta = 1,0$

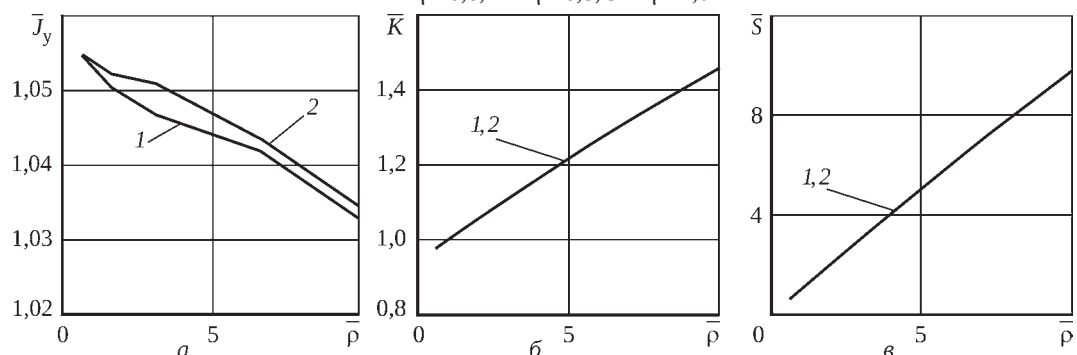


Рис. 8. Влияние $\bar{\rho}$ и $N_{\text{ВЗУ}}$ на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $N_{\text{ВЗУ}} = \text{var}$):
1 – $N_{\text{ВЗУ}} = 2$; 2 – $N_{\text{ВЗУ}} = 4$

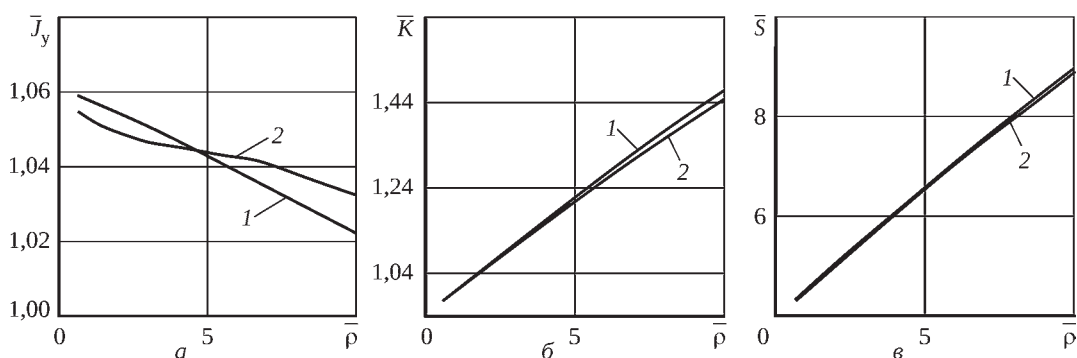


Рис. 9. Влияние $\bar{\rho}$ и D на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $D = \text{var}$):
1 – $D = 200$ мм; 2 – $D = 300$ мм

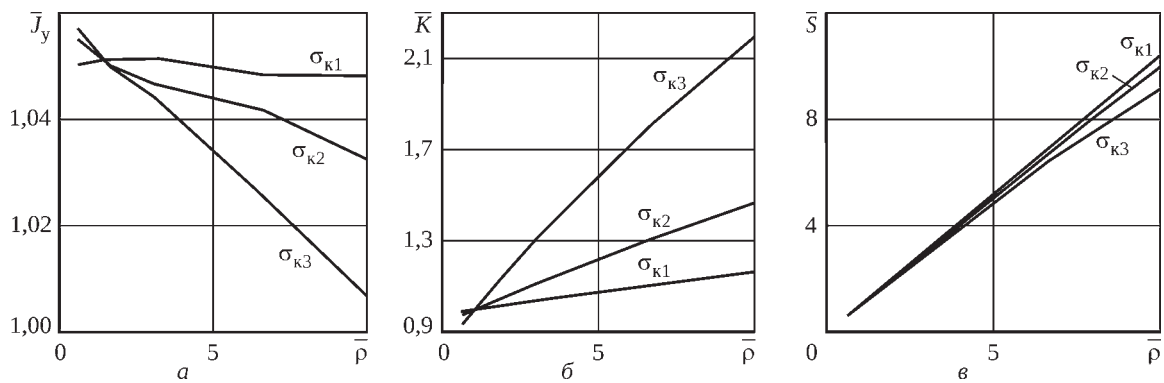


Рис. 10. Влияние $\bar{\rho}$ и σ_k на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $\sigma_k = \text{var}$; $\sigma_{k1} < \sigma_{k2} < \sigma_{k3}$)

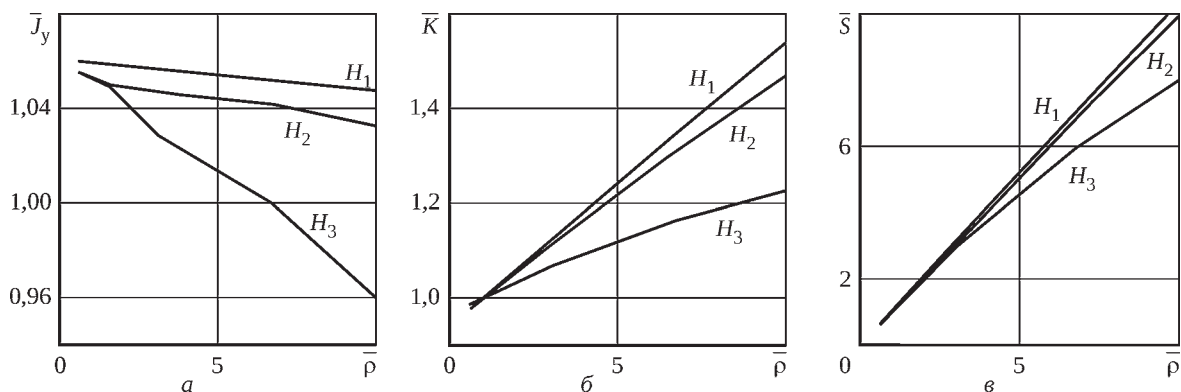


Рис. 11. Влияние $\bar{\rho}$ и H на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $H = \text{var}$)

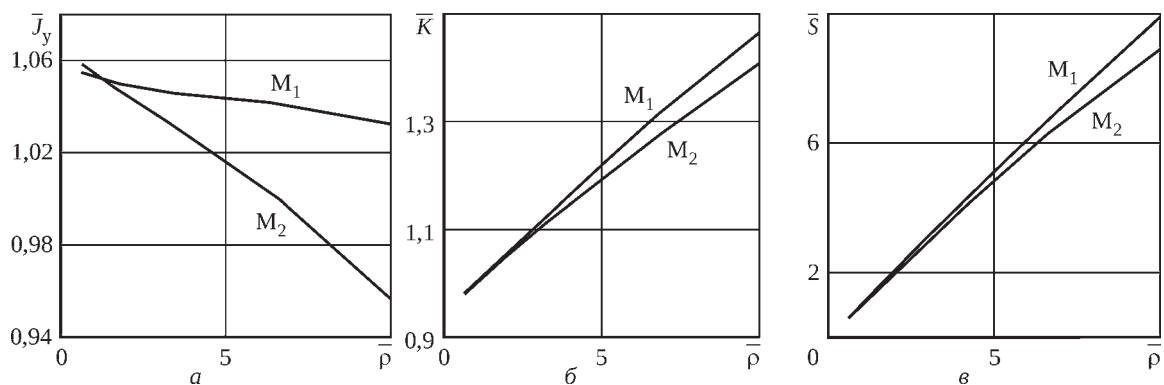


Рис. 12. Влияние $\bar{\rho}$ и M на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $M = \text{var}$)

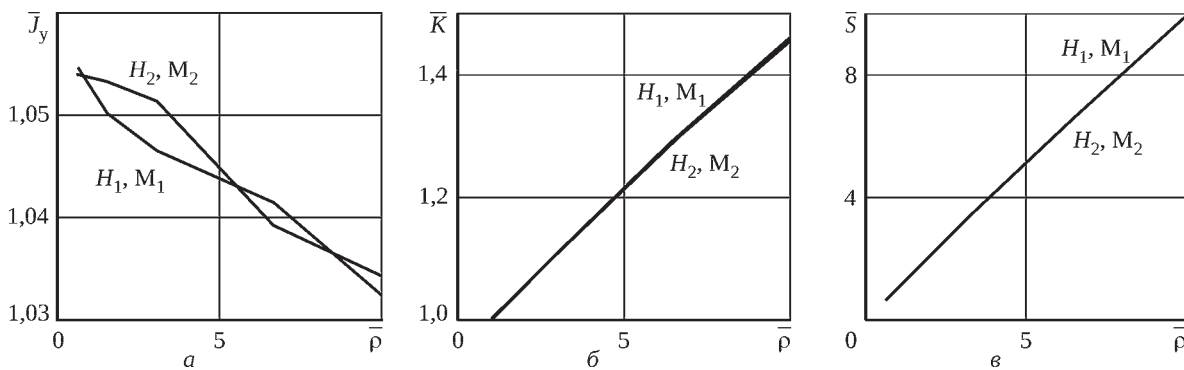


Рис. 13. Влияние $\bar{\rho}$, H и M при $q = \text{const}$ на \bar{J}_y (а), \bar{K} (б) и \bar{S} (в) при прочих равных условиях ($\rho = \text{var}$; $H = \text{var}$; $M = \text{var}$)

Высота полета H и число Маха M также оказывают влияние на функции (4) (рис. 11 и рис. 12), что можно учесть за счет одного параметра – динамического напора q (рис. 13).

Падение удельного импульса с повышением ρ обусловлено возрастанием угла атаки и потребной тяги двигателя на начальном участке полета из-за увеличения веса ЛА. С повышением плотности при прочих равных условиях растет отношение оптимальной площади критического сечения маршевого двигателя к оптимальной площади ВЗУ из-за необходимости обеспечить большую тягу на начальном участке полета. Следовательно, возрастает средний по полету ЛА расход топлива. Таким образом, при $H_U \approx \text{const}$, $g_i \approx \text{const}$ и $L_0 \approx \text{const}$ можно записать следующие зависимости:

$$\bar{J}_y = a_1 - a_2 \bar{\rho}_T; \bar{K} = b_1 + b_2 \bar{\rho}_T^{b_3},$$

где a_1 , a_2 , b_1 , b_2 и b_3 – параметры, являющиеся функциями от σ_k и q .

Обобщение и анализ результатов расчетов разных ЛА (с разными σ_k) позволили установить следующую зависимость аэродинамического качества от величин σ_k и ρ при $q = 120 \dots 300$ кПа:

$$\bar{K} = 1 + \sigma_k (c_1 + c_2 \sigma_k) (\bar{\rho}^{c_3} - 1). \quad (5)$$

Методом наименьших квадратов найдены коэффициенты: $c_1 = 0,439$; $c_2 = -0,123$; $c_3 = 0,894$.

Анализ влияния L_0

Стехиометрический коэффициент L_0 топлива косвенно характеризует степень использования кислорода заборного воздуха при образовании ПС, поскольку у топлив с более высоким значением H_U , как правило, более высокое значение L_0 . Таким образом, повышение L_0 является побочным эффектом из-за увеличения H_U . Для оценки влияния L_0 в чистом виде рассмотрены три серии модельных топлив: водородное, углеводородное и металлсодержащее. В каждой из серий модельных топлив были зафиксированы плотность и теплота сгорания. Коэффициент L_0 изменялся за счет увеличения или уменьшения содержания азота в брутто-формуле топлива. Теплота сгорания при этом выдерживалась постоянной благодаря соответствующей коррекции энтальпии образования топлива.

В результате расчетов установлено (рис. 14), что L_0 при прочих равных условиях имеет отрицательное влияние на удельный импульс (за исключением водородного топлива). Чем выше L_0 , тем больше молекул кислорода воздуха переходит в более тяжелые молекулы ПС. Исключением является только водородное топливо. В связи с этим при прочих равных условиях более высокое значение L_0 соответствует более низкому

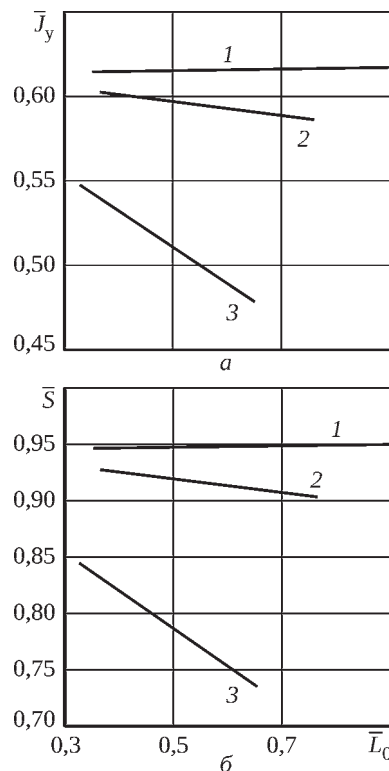


Рис. 14. Влияние L_0 в «чистом» виде на \bar{J}_y (а) и \bar{K} (б) ($L_0 = \text{var}$) при различных видах топлива: 1 – водородное; 2 – углеводородное; 3 – металлсодержащее

удельному импульсу из-за снижения газовой постоянной ПС. Таким образом, отсутствует необходимость целенаправленно повышать L_0 . Напротив, целесообразно, чтобы L_0 было меньше. Относительное аэродинамическое качество \bar{K} остается постоянным при фиксированной плотности топлива. Следовательно, при $H_U \approx \text{const}$, $g_i \approx \text{const}$ и $\rho \approx \text{const}$ можно записать следующие соотношения: $\bar{J}_y = a - bL_0$; $\bar{K} = \text{const}$, где a и b – параметры, являющиеся функциями состава топлива.

Анализ влияния H_V

В качестве комплексного параметра, учитывающего как энергетику запасенного на борту топлива, так и его плотность, используется объемная теплота сгорания $H_V = H_U \rho$. Распределение дальностей полета в зависимости от относительной объемной теплоты сгорания $\bar{H}_V = H_V / H_{VTC1}$, где H_{VTC1} – объемная теплота сгорания базового топлива, показано на рис. 15.

На рис. 15 могут быть выделены области однотипных топлив, в пределах которых наблюдается линейная корреляция дальности полета S от H_V . В первую очередь это области с безметалльными и металлсодержащими топливами. Более подробный анализ позволяет установить, что область металлсодержащих топлив расслаивается на две зоны:

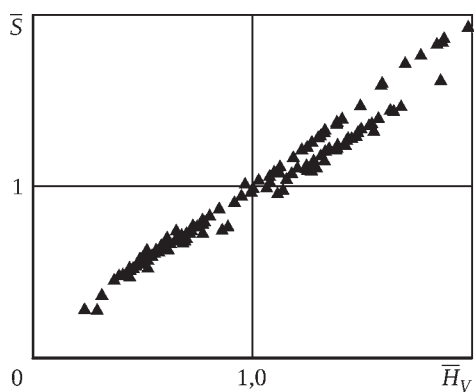


Рис. 15. Зависимость относительной дальности полета ЛА от относительной величины объемной теплоты сгорания топлива при одинаковой полноте сгорания

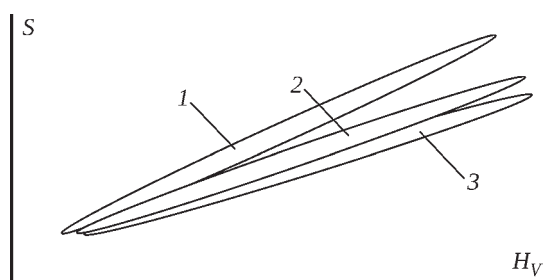


Рис. 16. Зоны однотипных топлив с линейной зависимостью $S = f(H_v)$ при различных видах топлива: 1 – углеводородное (жидкое и твердое); 2 – алюминиевое; 3 – борное

с преимущественным содержанием алюминия и с преимущественным содержанием бора (рис. 16).

При сравнении разнотипных топлив параметр H_v также не может быть однозначным критерием энергетической эффективности топлива. Очевидно, это связано с влиянием элементного состава топлива на свойства ПС, которые выступают в качестве рабочего тела в реактивном сопле.

Заключение

При сравнении топлив с точки зрения обеспечения максимальной дальности горизонтального полета ЛА ракетной конфигурации с ПВРД в условиях постоян-

ного объема топливного отсека характерной особенностью является влияние плотности топлива не только на аэродинамическое качество ЛА, но и на удельный импульс ПВРД. Это обусловлено зависимостью формирования оптимальных площадей критического сечения и ВЗУ, а также коэффициента избытка воздуха от потребной тяги и угла атаки на начальном участке полета, которые в свою очередь определяются весом ЛА и, как следствие, плотностью топлива.

Для углеводородных и металлсодержащих топлив характерной особенностью является отрицательное влияние на удельный импульс ПВРД коэффициента стехиометрического соотношения топлива и воздуха при прочих равных условиях, что обусловлено снижением газовой постоянной ПС из-за связывания относительно легких молекул кислорода в более тяжелые молекулы оксидов углерода и металлов.

Удельный импульс и дальность полета прямо пропорциональны произведению массовой теплоты сгорания топлива и коэффициента полноты его сгорания в ПВРД.

Для оценки дальности полета ЛА на разных топливах с достаточной точностью можно использовать известную формулу Бреге при условии корректного учета влияния свойств топлива на аэродинамическое качество ЛА и удельный импульс ПВРД. При этом следует принимать во внимание соотношение (5), а также зависимости, показанные на рис. 7 – рис. 14.

При использовании формулы Бреге для анализа эффективности топлив с примерно одинаковым элементным составом и близкими значениями плотности допустимо принимать постоянным значение аэродинамического качества ЛА и выполнять пересчет удельного импульса через отношение массовых теплоты сгорания и коэффициентов полноты сгорания.

При сравнении разных топлив объемную теплоту сгорания нельзя считать однозначным критерием энергетической эффективности топлива. Очевидно, это связано с влиянием элементного состава топлива на свойства ПС, которые выступают в качестве рабочего тела в реактивном сопле.

Литература

1. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верхоломов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории расчета). М.: Академкнига, 2006. 343 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
3. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 230 с.
4. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С. Харин А.А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М.: МАТИ, 2001. 443 с.
5. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н. и др. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 400 с.

-
6. Разносчиков В.В. Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках. Полет. Общероссийский научно-технический журнал, № 4. 2008. С. 28–32.
 7. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А. и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 317 с.
 8. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 303 с.
 9. Трусов Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». Алматы: Казак университети, 2005. С. 52–57.
 10. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.

References

1. Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkholomov V.K. Integral'nye priamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh (Osnovy teorii rascheta) [Integral ramjet engines using solid fuels (Fundamentals of the Calculation Theory)]. Moscow: Akademkniga, 2006. 343 p.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriia raketnykh dvigatelei [Theory of rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 464 p.
3. Sorokin V.A., Ianovskii L.S., Kozlov V.A. i dr. Raketno-priamotochnye dvigateli na tverdykh i pastooobraznykh toplivakh. Osnovy proektirovaniia i eksperimental'noi otrabotki [Rocket-ramjet engines on solid and pasty fuels. Fundamentals of design and experimental development]. Moscow: FIZMATLIT, 2010. 230 p.
4. Dubovkin N.F., Ianovskii L.S., Kharin A.A. i dr. Topliva dlia vozdušno-reaktivnykh dvigatelei [Fuel for jet engines]. Moscow: MATI, 2001. 443 p.
5. Bakulin V.N., Dubovkin N.F., Kotova V.N. i dr. Energoemkie goriuchie dlia aviatsionnykh i raketnykh dvigatelei [Energy-consuming fuels for aircraft and rocket engines]. Moscow: FIZMATLIT, 2009. 400 p.
6. Raznoschikov V.V. Sistemnyi analiz ispol'zovaniia topliva v aviatsionnykh silovykh ustanovkakh [System analysis of fuel use in aircraft power plants]. Polet [Flying]. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnikeskii zhurnal, 2008. No 4. P. 28–32.
7. Sorokin V.A., Ianovskii L.S., Iagodnikov D.A. i dr. Proektirovanie i otrabotka raketno-priamotochnykh dvigatelei na tverdom toplive [Design and testing of rocket-ramjet solid fuel engines]. Moscow: MGTU im. N.E. Baumana publ., 2016. 317 p.
8. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Konstruktsiia i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigatelei na tverdom toplive [Construction and design of hybrid rocket solid-fuel engines]. Moscow: MGTU im. N.E. Baumana publ. (Bauman press), 2012. 303 p.
9. Trusov B.G. Programmnaia sistema TERRA dlia modelirovaniia fazovykh i khimicheskikh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh [The TERRA software system for modeling phase and chemical equilibrium at high temperatures]. III Mezhdunarodnyi simpozium "Gorenie i plazmokhimiia". Almaty: Kazak universitet, 2005. pp. 52–57.
10. Abugov D.I., Bobylev V.M. Teoriia i raschet raketnykh dvigatelei tverdogo topliva [Theory and calculation of solid fuel rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1987. 272 p.