

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА УГЛЕВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ С ДОБАВКАМИ БОРА И ГИДРИДА БЕРИЛЛИЯ

С.В. Кручков¹

kruchkov-93@mail.ru

А.М. Савельев²

savelyev@ciam.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

² Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Выполнен термодинамический анализ топливной экономичности высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на углеводородном топливе с энергетическими добавками — бором и гидридом бериллия. На примере двигателя с камерой сгорания постоянного сечения показано, что при содержании бора в углеводородном топливе 10...20 % (по массе) увеличение топливной экономичности не превышает 1...3 % по сравнению со штатным углеводородным топливом. Поэтому использование бора в качестве энергетической добавки к углеводородному топливу нецелесообразно. В случае гидрида бериллия эффект более выражен и составляет соответственно 4...9 %

Ключевые слова

Высокоскоростной прямоточный воздушно-реактивный двигатель, топливная экономичность, углеводородное горючее, энергетические добавки, термодинамическая оценка

Поступила в редакцию 27.03.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 16-29-01098-офи-м) и ведущей научной школы РФ (проект НШ 9774.2016.8)

Введение. Одной из важнейших задач современной авиации является освоение гиперзвуковых скоростей. Ожидается, что гиперзвуковые авиалайнеры, оснащенные высокоскоростными прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД), за счет преимуществ в скорости могут обеспечить авиакомпаниям более высокую транспортную производительность и создать тем самым предпосылки для успешной конкуренции с самолетами дозвуковой авиации. Очевидно, что экономическая эффективность гиперзвуковых лайнеров во многом будет определяться их топливной экономичностью и уже сейчас представляется актуальным анализ возможных путей снижения удельного расхода топлива в высокоскоростных ПВРД. Как известно, удельный расход топлива уменьшается с ростом теплоты его сгорания, поэтому в качестве одного из возможных направлений повышения топливной эффективности гиперзвуковой авиации целесообразно рассмотреть применение энергетических добавок, повышающих калорийность основного углеводородного горючего. Наибольший

интерес представляют горючие наносuspензии или нанофлюиды — системы, состоящие из жидкого топлива и взвешенного в нем нанокристаллического горючего порошка. Основная проблема, стоящая на пути широкого использования горючих суспензий в реактивной технике, — их нестабильность, выражающаяся в коагуляции частиц с образованием хлопьев [1]. Благодаря накопленному в коллоидной химии опыту, решение этой проблемы для наносuspензий является более простой задачей по сравнению с суспензиями, содержащими частицы более крупных размеров. Выполненные в последние годы эксперименты с наножидкостями, а также с так называемыми магнитными жидкостями — суспензиями, содержащими ферро- или ферримагнитные наночастицы, показали принципиальную возможность создания устойчивых наносuspензий [2, 3]. Однако, несмотря на достигнутый в этой области прогресс, обеспечение устойчивости наносuspензий остается пока сложной задачей. Для оценки целесообразности ее решения применительно к горючим наносuspензиям необходимо оценить возможную степень понижения удельного расхода топлива при использовании горючих суспензий в качестве реактивного топлива. Термодинамической оценке топливной эффективности высокоскоростного ПВРД, работающего на углеводородном горючем с энергетическими добавками бора и гидрида бериллия, и посвящена настоящая работа.

Постановка задачи. В качестве энергетических добавок к авиационному керосину подходят нанопорошки твердых топлив, имеющие более высокую, чем у керосина, теплоту сгорания. Современный авиационный керосин марки Jet-A характеризуется удельной теплотой сгорания H_u в пределах от 42 до 43 МДж/кг (стандарт ASTM 7566609). Поэтому в качестве добавки к керосину Jet-A могут быть рассмотрены следующие твердые топлива: Li (43,1 МДж/кг), LiH (43,5 МДж/кг), B (58,9 МДж/кг), Be (67,6 МДж/кг), BeH (75,5 МДж/кг). Отметим, что теплота сгорания лития и его гидрида лишь незначительно превышает теплоту сгорания керосина, поэтому использование их в качестве энергетических добавок нецелесообразно. Вследствие этого ограничимся анализом лишь двух энергетических добавок: бора и гидрида бериллия. Теплота сгорания бериллия занимает промежуточное положение между бором и гидридод бериллия. Следовательно, при прочих равных условиях топливная экономичность высокоскоростного ПВРД, работающего на керосине с добавкой бериллия, будет лучше, чем при использовании бора, и хуже, чем при использовании гидрида бериллия.

Оценка топливной экономичности высокоскоростного ПВРД, работающего на углеводородном горючем с энергетическими добавками бора и гидрида бериллия, была выполнена на примере простейшего ПВРД с камерой сгорания (КС) постоянного сечения и трехскачковым воздухозаборником (ВЗ) внешнего сжатия (рис. 1).

Как известно, удельный расход топлива обратно пропорционален удельному импульсу двигателя I_y , поэтому задача достижения максимальной топливной экономичности сводится к поиску экстремума удельного импульса. Поскольку авторов интересовал теоретически максимально возможный удельный

импульс, то положим, что сопло ПВРД работает всегда на расчетном режиме. В этих условиях удельный импульс двигателя определяется выражением [4]

$$I_y = (1 + K_m) v_c - K_m v_n, \quad K_m = \alpha K_{m0}, \quad (1)$$

где K_m — отношение расходов воздуха и топлива; v_c — скорость продуктов горения (ПГ) на срезе сопла двигателя; v_n — скорость набегающего потока; α — коэффициент избытка воздуха в КС; K_{m0} — стехиометрическое массовое отношение воздух/топливо.

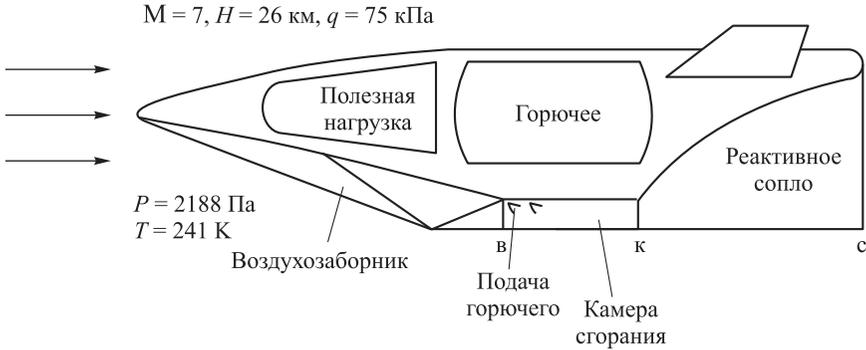


Рис. 1. Схема гиперзвукового лайнера, оснащенного высокоскоростным ПВРД

Из (1) следует, что для определения T_y при заданном K_m необходимо определить скорость отходящих газов v_c . Эта скорость, так же как и другие параметры в характерных сечениях ПВРД («В», «К» и «С» — выходы из ВЗ, КС и срез сопла, см. рис. 1), определялась термодинамическим расчетом рабочего процесса.

Методика термодинамического расчета. Методика расчета рабочего процесса ПВРД, предлагаемая в настоящей работе, основана на следующих упрощающих допущениях.

1. Поток импульса топлива на входе в КС много меньше потока импульса воздуха.
2. Потери импульса на трение в КС малы, и ими можно пренебречь.
3. Продукты горения на выходе из КС и ниже по потоку находятся в состоянии химического равновесия.
4. К отдельным газам и в целом к газовой фазе применимо уравнение состояния идеального газа.
5. Конденсированные компоненты ПГ не образуют между собой и с газовой фазой растворов.
6. Давление броуновского движения частиц k -фазы мало.

Поскольку скорость газа во всех элементах проточного тракта ПВРД сверхзвуковая, то термодинамический расчет сводится к последовательному расчету ВЗ, КС и сопла. Целью расчета ВЗ являлось определение давления p_v , скорости v_v и температуры T_v воздушного потока за замыкающим скачком уплотнения (СУ) трехскачкового ВЗ внешнего сжатия (рис. 2). Расчет ВЗ состоял из двух

частей: во-первых, определялась геометрия ВЗ, во-вторых, выполнялось моделирование течения воздуха через ВЗ заданной геометрии. При определении геометрии ВЗ исходили из того, что ВЗ, помимо сжатия воздуха до заданного числа Маха, должен обеспечивать параллельность потока за последним СУ набегающему потоку воздуха. Легко показать, что удовлетворить этим двум условиям при равномерном распределении сжатия по всем скачкам, при котором, как известно, реализуется минимум потерь полного давления, нельзя, так как соответствующая система уравнений получается переопределенной. Основываясь на этом, в приведенной методике одинаковые степени сжатия были приняты только для первых двух скачков уплотнения — 1, 2 (см. рис. 2).

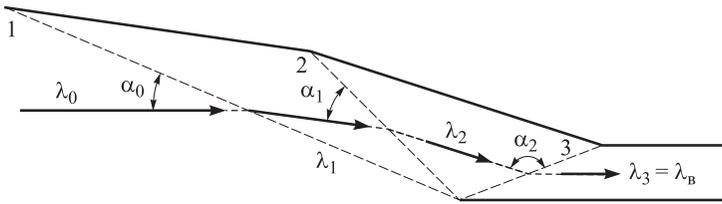


Рис. 2. Трехскачковый ВЗ внешнего сжатия

Поскольку скорость движения газов в КС превышает скорость звука, то процесс сжатия воздуха в ВЗ не зависит от процесса горения и, следовательно, число Маха M_B на выходе из ВЗ можно выбирать произвольно. В настоящей работе M_B было принято равным 2,5. Степень сжатия в замыкающем СУ определялась условием параллельности выходящего из ВЗ воздуха набегающему потоку. Геометрия ВЗ целиком определяется углами между скачками уплотнения и векторами скорости потоков, набегающих на них, — α_0, α_1 и α_2 (см. рис. 2). Эти углы определялись с помощью модели совершенного, идеального газа из решения системы уравнений для следующих пяти неизвестных: $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \lambda_1$ и λ_2 (последние два — коэффициенты скорости перед вторым и замыкающим скачками). В систему входит уравнение, выражающее равенство степеней сжатия в первом и втором скачках, три уравнения, связывающие коэффициенты скорости с углами для каждого скачка, и уравнение, выражающее условие параллельности потока воздуха за последним скачком уплотнения набегающему потоку.

После того как была построена геометрия ВЗ, выполнялось моделирование плоского течения воздуха, чтобы определить температуру, давление и скорость за последним скачком. Хотя эти параметры можно вычислить и непосредственно при определении геометрии ВЗ, такой подход ведет к большой погрешности, так как при высоких скоростях набегающего потока возможен сильный разогрев газа в ВЗ и, следовательно, возбуждение колебательных степеней свободы газовых молекул, что нельзя учесть в рамках модели идеального, совершенного газа, используемой при расчете геометрии ВЗ. Поэтому течение воздуха в ВЗ моделировали с помощью модели невязкого газа с учетом зависимости теплоемкости основных компонентов воздуха — азота и кислорода от температуры.

Полученные из расчета ВЗ параметры состояния воздуха за последним скачком уплотнения использовали в качестве исходных данных при расчете рабочего процесса в КС. Термодинамический расчет процесса горения в КС постоянного сечения сводится к определению температуры T_k , давления p_k , скорости v_k и химического состава ПГ на выходе из КС. С учетом допущения о химическом равновесии ПГ на выходе из КС, состояние ПГ в сечении «к» может быть полностью охарактеризовано следующими параметрами p_k, T_k, v_k , а также парциальными давлениями атомарных компонентов $p_{ki}, i = 1, \dots, m$, где m — число индивидуальных химических элементов в смеси. Принимая во внимание сделанные ранее предположения, эти характеристики можно определить из условия равенства потоков массы, импульса и энергии в сечении «к» соответствующим потокам на входе в КС, т. е. в сечении «в», а также из условия сохранения индивидуальных химических элементов в смеси:

$$\begin{aligned}
 \rho_k v_k &= \rho_v v_v (1 + K_m^{-1}); \quad p_k + \rho_k v_k^2 = p_v + \rho_v v_v^2; \\
 H_k + \frac{v_k^2}{2} &= H_f (1 + K_m)^{-1} + \left(H_v + \frac{v_v^2}{2} \right) K_m (1 + K_m)^{-1}; \\
 \sum_{j=1}^{q-m} a_{ij} z_{jk} + z_{ik} &= z_{if} (1 + K_m)^{-1} + z_{iv} K_m (1 + K_m)^{-1}; \\
 H_k &= \frac{1}{\mu_k} \left(\sum_{i=1}^m \gamma_{ki} H_{ki} + \sum_{j=1}^{q-m} \gamma_{kj} H_{kj} \right); \\
 H_{ki} &= \Delta H_{fi}^0 + \int_{T_0}^{T_k} c_{pi} dT, \quad H_{kj} = \Delta H_{fj}^0 + \int_{T_0}^{T_k} c_{pj} dT; \\
 z_j &= \gamma_j \mu_j / \left(\sum_{j=1}^{q-m} \gamma_j \mu_j + \sum_{i=1}^m \gamma_i \mu_i \right); \quad \gamma_{ki} = \frac{p_{ki}}{p_k}; \quad \gamma_{kj} = \frac{p_{kj}}{p_k}; \\
 p_j &= \prod_i (p_i)^{a_{ij}} / K_j; \quad \mu_k = \sum_{i=1}^m \gamma_{ki} \mu_i + \sum_{j=1}^{q-m} \gamma_{kj} \mu_j; \quad p_k = \frac{\rho_k R_0 T_k}{\mu_k},
 \end{aligned} \tag{2}$$

где ρ_v и H_v — плотность и энтальпия воздушного потока на выходе из ВЗ; H_k — энтальпия ПГ на выходе из КС; H_f — энтальпия топлива при условиях его хранения в топливном баке; q — число индивидуальных химических компонентов в ПГ; $q-m$ — число молекулярных компонентов; K_j — константа равновесия процесса диссоциации j -го молекулярного компонента на атомы; a_{ij} — число атомов i -го сорта в j -м молекулярном компоненте; z_{ik} и z_{jk} — массовые доли i -го атомарного и j -го молекулярного компонентов на выходе из КС; z_{if} и z_{iv} — массовые доли атомов i -го сорта, содержащихся в топливе на входе в КС; μ_k — молекулярная масса ПГ; p_{kj} — парциальное давление j -го молекулярного компонента; H_{ki} и H_{kj} — удельные мольные энтальпии i -го атомарного и j -го молекулярного компонентов смеси; γ_{ki} и γ_{kj} — мольные доли i -го атомарного и j -го молекулярного компонентов на

выходе из КС; ΔH_{fi}^0 и ΔH_{fj}^0 — мольные стандартные энтальпии i -го атомарного и j -го молекулярного компонентов; c_{pi} и c_{pj} — мольные теплоемкости i -го атомарного и j -го молекулярного компонентов.

В третье уравнение системы (2) — уравнение баланса энергии — не входят потери теплоты, вызванные работой регенеративной системы охлаждения КС. Это обусловлено тем, что теплота, отданная ПГ в систему охлаждения, возвращается затем в камеру, так как идет на подогрев горючего, протекающего по рубашке охлаждения и поступающего в КС.

В уравнении сохранения количества движения $p_k + \rho_k v_k^2 = p_v + \rho_v v_v^2$, согласно первому допущению, на входе в КС учитывается только импульс воздушного потока. Это справедливо лишь в том случае, когда поток импульса топлива на входе в КС много меньше потока импульса воздуха. Такая ситуация реализуется, когда двигатель работает с избытком воздуха. Высокоскоростной ПВРД с камерой постоянного сечения как раз удовлетворяет этому условию, так как работа КС без теплового запираания возможна лишь при $\alpha > 1$ [5].

Из решения системы (2) определяются $m + 3$ параметров: p_k , T_k , v_k , p_{ki} , $i = 1, \dots, m$. Все остальные характеристики потока ПГ на выходе из КС: парциальные давления молекулярных компонентов, плотность потока ПГ, их молекулярная масса, энтропия и другие, определяются, исходя из значений перечисленных $m + 3$ параметров. Одной из важнейших характеристик ПГ является скорость звука a_k . Совместно с v_k скорость звука определяет число Маха на выходе из КС — $M_k = v_k/a_k$ и позволяет судить о близости рабочего процесса в КС к ее тепловому запираанию. Скорость звука a_k определяется выражением [6]

$$a_k^2 = \frac{(c_{pk}/c_{vk})R_0T_k}{\mu_k \left(1 + (\partial \ln \mu_k / \partial \ln p_k)_{T_k}\right)},$$

где c_{pk} и c_{vk} — удельные равновесные теплоемкости ПГ при постоянных давлении и объеме. Методика расчета c_{pk} , c_{vk} и $(\partial \ln \mu_k / \partial \ln p_k)_{T_k}$ подробно рассмотрена в [6].

При добавках к основному углеводородному горючему частиц твердого топлива в ПГ возможно выпадение конденсата (оксидов B_2O_3 , BeO , а также гидроксида $Be(OH)_2$). Для расчета равновесия в гетерогенных системах использовался метод «больших молекул», позволяющий рассчитать состав гетерогенных систем по схеме, принятой для гомогенных продуктов сгорания [6].

Искомая скорость ПГ на срезе сопла определяется из условия постоянства полной энтальпии в сопле:

$$v_c = \sqrt{v_k^2 + 2(H_k - H_c)},$$

где H_c — удельная энтальпия продуктов на срезе сопла. Скорость продуктов сгорания на выходе из КС и их энтальпия определяются из расчета камеры. Следовательно, для расчета скорости v_c необходимо знать энтальпию ПГ на

срезе сопла при расширении до заданного давления. Значение этой энтальпии зависит от характера расширения ПГ в сопле. Если расширение изоэнтропно, то H_c принимает, как известно, минимально возможное значение и, следовательно, скорость отходящих газов максимальна. При наличии потерь H_c возрастает, и скорость отходящих газов снижается.

Отличие реального процесса расширения от изоэнтропного процесса учитывалось параметрически с помощью КПД процесса расширения $\eta_c = (H_k - H_c) / (H_k - H_{cs})$, где H_c — энтальпия ПГ на срезе сопла при наличии потерь, H_{cs} — энтальпия ПГ на срезе сопла при изоэнтропном расширении до заданного давления. Скорость ПГ с учетом потерь определяется формулой

$$v_c = \sqrt{v_k^2 + 2\eta_c (H_k - H_{cs})}. \quad (3)$$

Таким образом, расчет рабочего процесса в сопле сводится к определению H_{cs} при заданном давлении атмосферы и энтропии ПГ в сечении «к» и вычислению v_c по формуле (3).

Результаты расчетов. Все расчеты были выполнены для следующих полетных условий: высота $H = 26$ км, $M_n = 7$, скоростной напор $q = 75$ кПа. В качестве основного углеводородного горючего в настоящей работе рассматривался керосин Jet-A. Стандартная энтальпия керосина марки Jet-A $H_f = -1814$ кДж/кг, массовое стехиометрическое соотношение при горении в смеси с воздухом $K_{m0} = 14,4$. Воздух рассматривался как бинарная смесь N_2/O_2 с отношением $N/O = 3,726$. При решении системы уравнений (2) для чистого керосина учитывались четыре химических элемента — C, H, N, O. При этом предполагалось, что совокупность газовых молекулярных компонентов ограничивается следующими соединениями: CO, CO₂, COOH, HNO, HNO₂, HNO₃, H₂, H₂O, HO₂, H₂O₂, HCOOH, NH, NH₂, NH₃, NO, NO₂, NO₃, N₂, N₂O, O₂, O₃. Систему (2) решали с помощью комбинации двух глобально сходящихся квазиньютоновских методов: линейного поиска и доверительной области [7], реализованных в программном пакете CHEMIX (ЦИАМ им. П.И. Баранова). Следует отметить, что данные методы схожи с аналогичными методами, использованными Б.Г. Трусовым в известной программе моделирования химических и фазовых равновесий АСТРА [8].

На рис. 3 показаны полученные в расчете дроссельные характеристики керосинового ПВРД в зависимости от КПД процесса расширения при $M_b = 2,5$. Область возможных режимов ограничена слева ($\alpha \approx 2$) тепловым запираанием камеры. Из приведенных результатов следует, что при всех КПД процесса расширения максимум удельного импульса реализуется на режимах, отвечающих тепловому запираанию КС. Даже при весьма значительных потерях в сопле удельный импульс превышает 1000 с, что более чем в 2 раза больше удельного импульса наиболее совершенного кислородно-водородного ЖРД. На рис. 4 показана зависимость от α эффективного КПД, определяемого как отношение тяговой мощности к теплоте, выделяющейся при горении топлива.

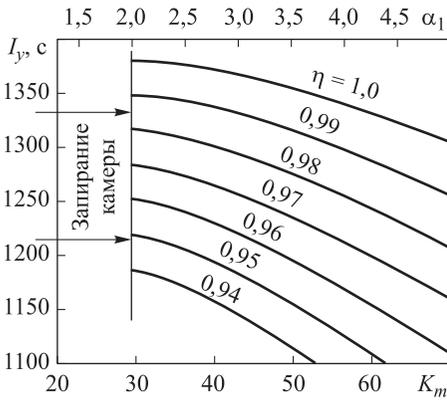


Рис. 3. Зависимость дроссельных характеристик высокоскоростного ПВРД от КПД процесса расширения, топливо Jet-A

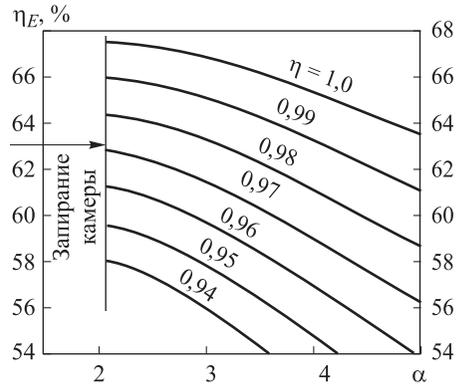


Рис. 4. Зависимость эффективного КПД высокоскоростного ПВРД от отношения воздух/топливо и КПД процесса расширения, топливо Jet-A

Рассмотрим результаты расчетов для высокоскоростного ПВРД на двухкомпонентном топливе керосин/бор. В этих расчетах, помимо перечисленных ранее компонентов, учитывались также такие борсодержащие соединения, как: BH , BH_2 , BH_3 , BH_4 , BH_5 , BN , BO , BO_2 , B_2 , B_2H , B_2H_2 , B_2H_6 , B_2O , B_2O_2 , B_2O_3 , $B_3O_3H_3$, HBO , HBO_2 , $H_3B_3O_6$, B , $B(ж)$, $B_2O_3(ж)$, $B_2O_3(кр)$, $B_3O_3H_3(кр)$. Ввиду того, что бор интересует нас лишь как энергетическая добавка к основному горючему, в расчетах мы ограничились массовой долей Z бора в двухкомпонентном топливе не более 20 %. На рис. 5, а показаны полученные в ходе расчета дроссельные характеристики ПВРД на двухкомпонентном топливе Jet-A/B при $Z = 10\%$ в сравнении с ПВРД на чистом керосине. Стехиометрическое отношение воздух/топливо при добавлении бора уменьшается, поэтому одной и той же величине K_m отвечает более высокое

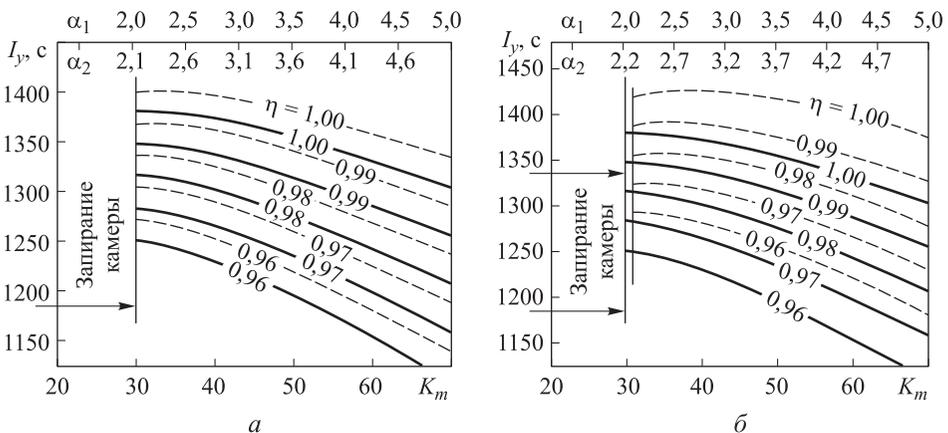


Рис. 5. Графики зависимости дроссельных характеристик высокоскоростного ПВРД от КПД процесса расширения при $Z = 10$ (а) и 20 % (б); топливо Jet-A/B; здесь и далее α_2 — коэффициент избытка двухкомпонентного топлива при данном K_m

значение коэффициента избытка окислителя α по сравнению с α чистого керосина. Видно, что режимы с запираем КС при использовании более калорийного топлива выгоды лишь при больших потерях в сопле. При отсутствии потерь, т. е. при изоэнтропном расширении ПГ, максимум удельного импульса реализуется не на режиме запирания, а на близком к нему режиме с $\alpha = 2,33$. В таблице приведены основные результаты (в массовых долях) термодинамического расчета ПВРД (для изоэнтропного расширения в сопле) на чистом керосине и на керосине с бором при массовой доле последнего 10 % для α , отвечающих максимумам удельного импульса.

Результаты термодинамического расчета ПВРД

Параметры	Воздухо-заборник	Камера сгорания	Сопло	Камера сгорания	Сопло
		Jet-A; $K_m = 29,81$; $\alpha = 2,06$		Jet-A / B, $Z = 10$ %; $K_m = 32,57$; $\alpha = 2,33$	
T, K	1068	2540	655	2404	653
$v, м/с$	1599	992	2472	1122	2448
$I_y, с$		1380,4		1401,6	
CO	-	2,89(-3)	0	1,19(-3)	0
CO ₂	-	9,79(-2)	1,02(-1)	8,27(-2)	8,52(-2)
COOH	-	2,87(-8)	0	8,78(-9)	0
HCO	-	8,11(-10)	0	1,30(-10)	0
HNO	-	4,82(-7)	0	2,25(-7)	0
HNO ₂	-	1,24(-6)	0	9,21(-7)	0
HNO ₃	-	5,49(-10)	0	4,48(-10)	0
HO ₂	-	1,40(-5)	0	9,09(-6)	0
H	-	7,01(-6)	0	2,65(-6)	0
H ₂	-	3,12(-5)	0	1,27(-5)	0
HCOOH	-	1,05(-9)	0	2,86(-10)	0
H ₂ O	-	3,79(-2)	4,02(-2)	2,97(-2)	3,29(-2)
H ₂ O ₂	-	5,53(-7)	0	3,12(-7)	0
NH	-	4,84(-9)	0	1,18(-9)	0
NH ₂	-	8,39(-10)	0	1,90(-10)	0
NNH	-	4,72(-9)	0	1,41(-9)	0
NH ₃	-	4,82(-10)	0	1,21(-10)	0
NO	-	1,70(-2)	6,88(-8)	1,41(-2)	707(-8)
NO ₂	-	4,78(-5)	2,37(-8)	4,49(-5)	2,63(-8)
NO ₃	-	3,56(-10)	0	2,87(-10)	0
N ₂	7,65(-10)	7,32(-1)	7,41(-1)	7,36(-1)	7,48(-1)
N	-	5,65(-8)	0	1,69(-8)	0
N ₂ O	-	4,29(-6)	0	3,27(-6)	0
OH	-	3,49(-3)	0	2,15(-3)	0
O ₂	2,34(-10)	1,07(-1)	1,16(-1)	1,21(-1)	1,31(-1)
O ₃	-	6,37(-8)	0	4,61(-8)	0

Параметры	Воздухо-заборник	Камера сгорания	Сопло	Камера сгорания	Сопло
		Jet-A; $K_m = 29,81$; $\alpha = 2,06$		Jet-A/B, $Z = 10$ %; $K_m = 32,57$; $\alpha = 2,33$	
О	–	9,62(-4)	0	5,62(-4)	0
ВО	–	–	–	1,89(-6)	0
ВО ₂	–	–	–	9,50(-4)	0
В ₂ О ₂	–	–	–	3,78(-9)	0
В ₂ О ₃	–	–	–	4,36(-4)	0
НВО	–	–	–	4,57(-7)	0
НВО ₂	–	–	–	1,05(-2)	0
Н ₃ В ₃ О ₆	–	–	–	3,91(-9)	2,43(-3)
В ₂ О ₃ (L)	–	–	–	0	7,67(-3)

Отметим, что максимальный удельный импульс при подмешивании бора возрастает на 1,6 %, в то же время теплота сгорания такого топлива увеличивается почти на 4 %. Это связано с тем, что при добавлении бора к керосину уменьшается эффективный КПД (рис. 6, а), т. е. меньшая часть теплоты участвует в производстве

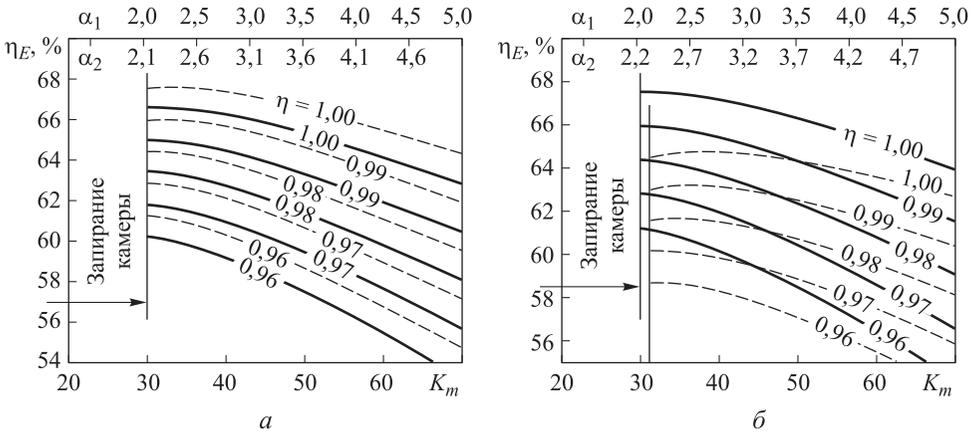


Рис. 6. Зависимость эффективного КПД высокоскоростного ПВРД от соотношения воздух/топливо и КПД процесса расширения при $Z = 10$ (а) и 20 % (б), топливо Jet-A/B

тяговой мощности двигателя. На рис. 5, б и 6, б показаны аналогичные результаты для топлива Jet-A/B при $Z = 20$ %. В этом случае удастся поднять удельный импульс на 3,2 %, что составляет опять же примерно половину от относительного увеличения теплоты сгорания. Тенденция сдвига максимума удельного импульса вправо по оси K_m при уменьшении потерь в сопле более отчетливо видна на рис. 5, б. Благодаря довольно высокой упругости паров В₂О₃ концентрация k -фазы в КС равна нулю, что принципиально важно для работы системы охлаждения, так как в этом случае не будет зашлаковки рубашки охлаждения системы. Обратим внимание на то, что

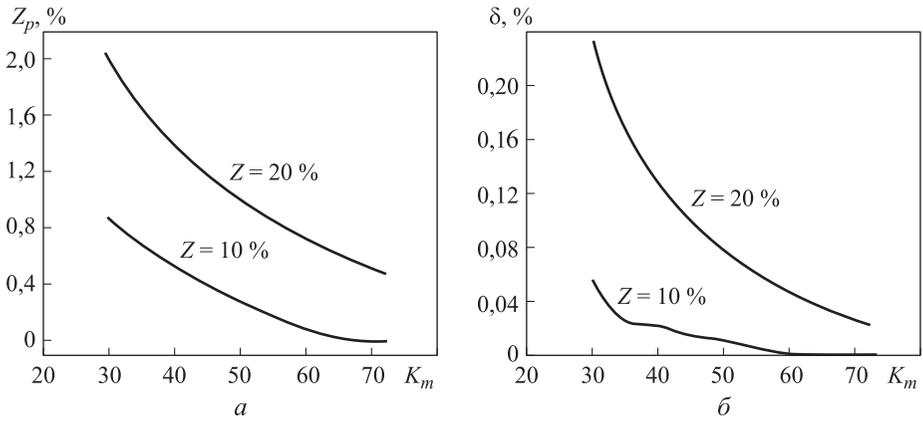


Рис. 7. Зависимость массовой доли Z_p k -фазы на срезе сопла от соотношения воздух/топливо (а) и относительные потери удельного импульса из-за неравновесности конденсации (б), топливо Jet-A/B

максимум удельного импульса реализуется при меньших значениях температуры, что будет накладывать менее жесткие требования на работу системы охлаждения. В то же время на срезе сопла концентрация k -фазы отлична от нуля. На рис. 7, а показана массовая доля Z_p конденсированного $\text{В}_2\text{О}_3$ на срезе сопла. Видно, что Z_p не превышает 2,3 %. Обусловленные k -фазой возможные потери удельного импульса из-за неравновесности конденсации $\text{В}_2\text{О}_3$ в сопле не превышают 1 % (рис. 7, б).

Аналогичные расчеты были выполнены и для двухкомпонентного топлива Jet-A/ BeH_2 . Дигидрид бериллия BeH_2 имеет более высокую по сравнению с бором теплоту сгорания, поэтому при одной и той же массовой доле твердого топлива в двухкомпонентном горючем теплота сгорания топлива Jet-A/ BeH_2 выше, чем топлива Jet-A/B. Результаты термодинамических расчетов ПВРД на топливе Jet-A/ BeH_2 показаны на рис. 8, 9. Из приведенных результатов следует, что если

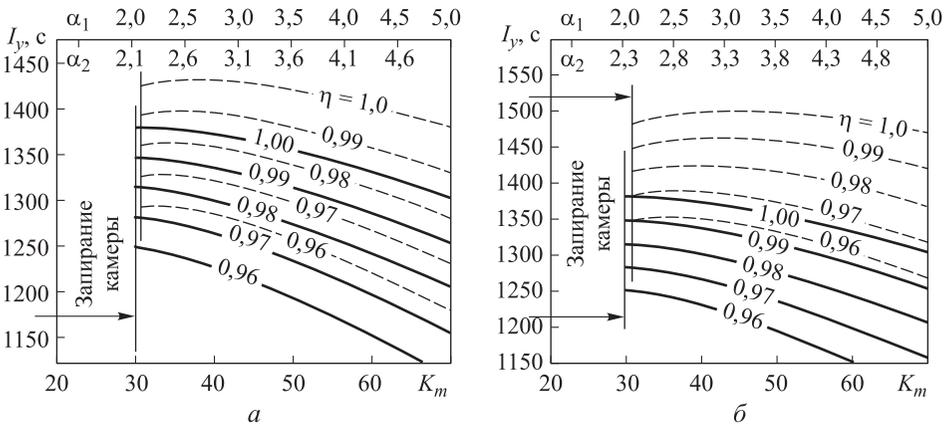


Рис. 8. Зависимость дроссельных характеристик высокоскоростного ПВРД от КПД процесса расширения при $Z = 10$ (а) и 20 % (б), топливо Jet-A/ BeH_2

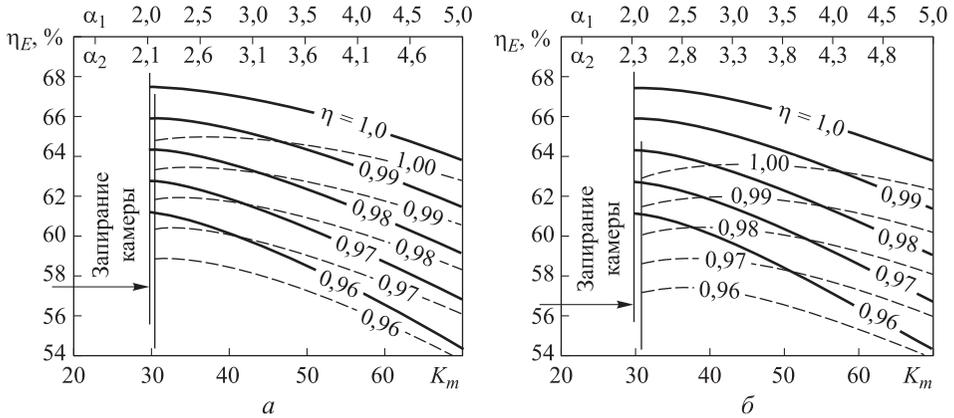


Рис. 9. Графики зависимости эффективного КПД высокоскоростного ПВРД от соотношения воздух/топливо и КПД процесса расширения при $Z = 10$ (а) и 20 % (б); топливо Jet-A/BeH₂

при $Z = 10$ % относительное увеличение удельного импульса составляет $\delta = 3,7$ %, то при $Z = 20$ % относительное увеличение удельного импульса равно почти 9 %, при этом удельный импульс достигает значений в 1500 с, что характерно, вообще говоря, для высокоскоростных ПВРД, работающих на двухкомпонентных криогенных смесях CH₄/H₂.

Выводы. 1. Выявлено, что добавка к основному горючему 20 % бора уменьшает удельный расхода топлива не более чем на 4 %.

2. Учитывая, что обеспечение устойчивости наносuspензии с 20 % дисперсной фазы — задача чрезвычайной сложности, и принимая во внимание известные трудности в организации эффективного воспламенения и горения бора [9], его применение в качестве энергетической добавки нецелесообразно.

3. В случае гидрида бериллия эффект более существенный — уменьшение расхода достигает почти 9 %. Поэтому использование гидрида бериллия в качестве добавки может быть оправданным, если суммарные топливные издержки с учетом себестоимости гидрида бериллия будут меньше по сравнению с чистым керосином.

Авторы выражают признательность д-ру техн. наук профессору кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана Д.А. Ягодникову за полезные замечания, высказанные в ходе работы над статьей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 304 с.
2. Анищик В.М., Борисенко В.Е., Жданок С.А. Наноматериалы и нанотехнологии. Минск: БГУ, 2008. 375 с.
3. Li D., Fang W. Preparation and stability of silver/kerosene nanofluids // Nanoscale Research Letters. 2012. Vol. 7. No. 1. P. 362. DOI: 10.1186/1556-276X-7-362
URL: <https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC3464727>

4. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1989. 264 с.
5. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 213 с.
6. Глушко В.П., ред. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. В 10 т. М.: ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
7. Дэннис Дж., Шнабель Р. Численные методы безусловной оптимизации и решения нелинейных уравнений. М.: Мир, 1988. 440 с.
8. Трусов Б.Г. Моделирование кинетики химических превращений: термодинамический подход // Вестник МГТУ им Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2005. № 3. С. 26–38.
9. Ягодников Д.А. Экспериментальное исследование газодисперсного пламени частиц бора // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46. № 4. С. 64–71.

Кручков Сергей Владимирович — студент МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Савельев Александр Михайлович — канд. техн. наук, старший научный сотрудник отделения 600 Центрального института авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Кручков С.В., Савельев А.М. Термодинамическая оценка топливной эффективности высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя на углеводородном топливе с добавками бора и гидрида бериллия // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 5. С. 75–88. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-5-75-88

**THERMODYNAMIC ESTIMATION OF FUEL EFFICIENCY
FOR A HIGH-SPEED RAMJET RUNNING ON HYDROCARBON FUEL
WITH BORON AND BERYLLIUM HYDRIDE ADDITIVES**

S.V. Kruchkov¹

kruchkov-93@mail.ru

A.M. Savel'ev²

savelyev@ciam.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

² P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motor Development,
Moscow, Russian Federation

Abstract

We carried out a thermodynamic analysis of fuel efficiency for a high-speed ramjet running on hydrocarbon fuel with high-energy boron and beryllium hydride additives. We use a ramjet featuring a combustion chamber with a constant cross-section as an example to show that when the boron content in hydrocarbon fuel is 10...20 % (mass-wise), the increase in fuel efficiency is less than 1...3 % as compared to regular hydrocarbon fuel. Consequently, using boron as a high-energy additive to hydrocarbon fuel is unfeasible. For beryllium hydride the effect is more pronounced and lies in the range of 4...9 %

Keywords

High-speed ramjet, fuel efficiency, hydrocarbon fuel, high-energy additives, thermodynamic estimation

REFERENCES

- [1] Shtekher M.S. Topliva i rabochie tela raketnykh dvigateley [Fuels and rocket engine actuating fluids]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 304 p.
- [2] Anishchik V.M., Borisenko V.E., Zhdanok S.A. Nanomaterialy i nanotekhnologii [Nanomaterials and nanotechnologies]. Minsk, BSU Publ., 2008. 375 p.
- [3] Li D., Fang W. Preparation and stability of silver/kerosene nanofluids. *Nanoscale Research Letters*, 2012, vol. 7, no. 1, pp. 362. DOI: 10.1186/1556-276X-7-362
Available at: <https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC3464727/>
- [4] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet propulsions for high supersonic flight speed]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 264 p.
- [5] Nechaev Yu.N. Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Hypersonic and space aircraft propulsion]. Moscow, Akademiya kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 1996. 213 p.
- [6] Glushko V.P., ed. Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. V 10 t. [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products. In 10 vols.]. Moscow, VINITI AN SSSR Publ., 1971–1979.
- [7] Dennis J.E., Schnabel R.B. Numerical methods for unconstrained optimization and nonlinear equations. Prentice Hall, 1996. 375 p. (Russ. ed.: Chislennyye metody bezuslovnoy optimizatsii i resheniya nelineynykh uravneniy. Moscow, Mir Publ., 1988. 440 p.).
- [8] Trusov B.G. Simulation of kinetics of chemical conversions: thermodynamic approach. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Estestv. Nauki* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Nat. Sci.], 2005, no. 3, pp. 26–38 (in Russ.).
- [9] Yagodnikov D.A. Experimental study of combustion of a cloud of boron particles in air. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2010, vol. 46, no. 4, pp. 426–432. DOI: 10.1007/s10573-010-0057-x
Available at: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10573-010-0057-x>

Kruchkov S.V. — student, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Bauman-skaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Savel'ev A.M. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Scientist, Department of P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motor Development (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Kruchkov S.V., Savel'ev A.M. Thermodynamic Estimation of Fuel Efficiency for a High-Speed Ramjet Running on Hydrocarbon Fuel with Boron and Beryllium Hydride Additives. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 5, pp. 75–88. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-5-75-88