

КОМПЛЕКСНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТОПЛИВ ДЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА С ПРЯМОТОЧНЫМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В.В. Святушенко

vv_svyatushenko@mail.ru

Д.А. Ягодников

daj@bmstu.ru

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

Аннотация

Рассмотрены горючие, используемые в качестве рабочего тела в прямоточных воздушно-реактивных двигателях. Целью исследования является проведение многокомпонентного анализа, который включает в себя сравнение физико-химических, энергетических характеристик горючего, а также результатов термодинамического и баллистического анализов для обеспечения наилучших компоновки и дальности полета модельного воздушно-космического самолета. На основании анализа литературных источников сформированы основные требования к горючим прямоточных воздушно-реактивных двигателей воздушно-космического самолета. Приведена методология оценки эффективности топлив. Для криогенных углеводородов, соответствующих разработанным требованиям, применительно к модельному летательному аппарату проведены расчеты и определены полнота сгорания, зависимости коэффициента тяги, удельного импульса и дальности от коэффициента избытка окислителя и скорости полета. Показано, что рассматриваемые углеводородные горючие при прочих равных условиях реализуют близкие показатели тягово-импульсных и траекторных характеристик. Лучшие показатели по полноте сгорания, дальности полета и запасу топлива на борту самолета получены при рассмотрении криогенного метана. С учетом сложности эксплуатации метана из-за необходимости поддержания низких температур и повышенного давления в качестве основного типа горючего для прямоточных воздушно-реактивных двигателей воздушно-космического самолета рекомендуется использовать криогенный пропан

Ключевые слова

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздушно-космический самолет, эффективность топлива, углеводородные горючие, полнота сгорания

Поступила 18.03.2020

Принята 17.04.2020

© Автор(ы), 2020

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

Введение. Современная гражданская авиация непрерывно модернизируется в различных областях науки и техники: повышаются параметры рабочего процесса, внедряются новые технологии и конструкционные материалы, улучшаются аэродинамические характеристики летательных аппаратов (ЛА). В то же время существует ряд проблем, таких как повышение топливной эффективности и обеспечение возможности осуществления экстренной перевозки грузов, решение которых связано не только с модернизацией существующих изделий, а с созданием и внедрением высокоскоростных средств для пассажирских и транспортных перевозок — воздушно-космических самолетов (ВКС).

Облик перспективного высокоскоростного ВКС HEXAFLY-INT, разработкой которого занимаются ведущие отечественные предприятия и научные институты (ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦИАМ им. П.И. Баранова, МФТИ) совместно с Европейским космическим агентством, приведен на рис. 1. Предполагается, что конечным результатом работ станет создание пассажирского самолета на криогенном горючем, вместительностью до 150 пассажиров, способного доставить их на дальность 7 800 км (перелет по маршруту Москва — Вашингтон) не более чем за 2 ч. Аналогичными проектами в свое время занимались ПАО «Туполев» (Ту-2000) и АО «РКС «МиГ» (МиГ-АКС).

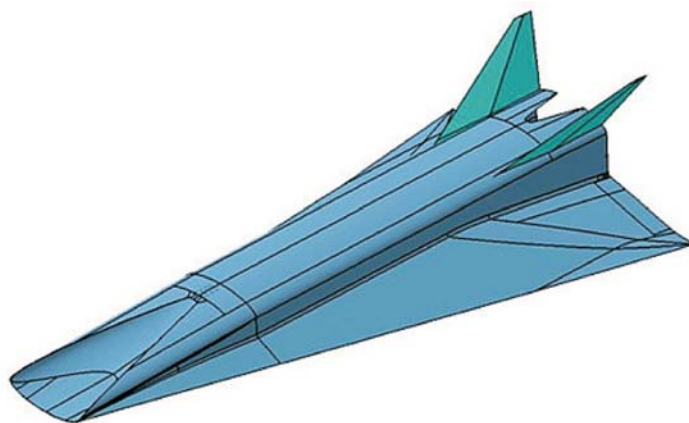


Рис. 1. Облик перспективного ВКС HEXAFLY-INT

Созданные ранее сверхзвуковые транспортные самолеты — Ту-144 и «Конкорд», как и вся гражданская авиация, оснащены турбореактивными двигателями (ТРД) [1, 2]. При всех имеющихся достоинствах, в частности повышенных значениях удельного импульса в диапазоне скоростей, соответствующих числам Маха $M_H < 3$, данный тип двигателя

на практике не способен обеспечить полет на гиперзвуковых скоростях ($M_n > 5$). Поэтому в качестве перспективных силовых установок, способных реализовать требуемые скорости и дальности полета, рассматриваются прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД).

Одной из определяющих задач двигателестроения является рациональный выбор топливной композиции, поскольку ее характеристики влияют на летно-технические параметры самолета и эффективность системы в целом. Например, в рамках исследований, проведенных для ТРД, показано, что замена керосина на сжиженный природный газ (СПГ) приводит к уменьшению требуемого запаса горючего на борту самолета, поскольку благодаря повышенным значениям теплотворной способности снижается удельный расход топлива. Кроме того, проведенные расчеты показали возможность уменьшения стоимости и повышения класса экологичности ЛА [3]. Результаты исследований в области создания авиационно-космических систем с комбинированными двигательными установками, предназначенными для вывода полезной нагрузки (ПН) на околоземную орбиту, также указывают на высокую зависимость характеристик аппарата, в том числе массы ПН, от типа используемого топлива [4]. Таким образом, выбор горючего для ЛА представляет собой комплексную задачу оптимизации, решение которой связано с использованием междисциплинарного подхода. Примером таких методик является многокомпонентная модель оценки эффективности различных типов топлив для системы аппарат–силовая установка–топливо, разработанная для самолетов с ТРД [5, 6]. Применительно к внутриатмосферным аппаратам с ПВРД данный вопрос рассмотрен недостаточно, поэтому комплексный анализ, включающий в себя сравнение физико-химических, энергетических характеристик горючих и определение термодинамических и баллистических параметров для обеспечения наилучших результатов по компоновке и дальности полета модельного ВКС с ПВРД, является актуальной задачей.

Виды и характеристики топлив. В ПВРД применяются различные типы топлив: жидкие, твердые, порошкообразные, пастообразные, суспензии. В зависимости от типа двигателя и его назначения подбираются топливные композиции, сочетающие определенные физико-химические свойства и способные обеспечить необходимый режим работы в заданных условиях эксплуатации.

Применительно к ВКС использование твердых топлив нецелесообразно из-за токсичности некоторых компонентов продуктов сгорания (ПС) и трудностей, связанных с регулированием рабочего процесса. Возможность регулирования режима работы двигателя является неотъ-

емлемым требованием при создании ЛА для гражданской авиации из-за необходимости обеспечения различных траекторий полета. Порошкообразные и пастообразные топлива, а также суспензии, в свою очередь, имеют неудовлетворительные эксплуатационные свойства и малые сроки хранения, что ограничивает их применение в подобных системах.

В настоящей работе будут рассматриваться только однокомпонентные жидкие топлива, что в перспективе позволит значительно упростить систему подачи и конструкцию ЛА в целом. Параметры основных топлив, применяемых в качестве рабочего тела в ПВРД, приведены в табл. 1 [7].

На основании анализа специализированной литературы сформированы общие требования к горючим для ПВРД ВКС [8, 9]:

- применяемое топливо не должно образовывать отложений в системах подачи во всех диапазонах рабочих температур, поскольку появление осадка может привести к нарушению работы системы регулирования и, как следствие, к нерасчетному режиму работы двигателя;

- в обеспечение долговременной работы конструкции ПВРД и его внутренних узлов топливо не должно проявлять коррозионную агрессивность к используемым материалам;

- топливо должно быть стабильным при хранении; температуры кипения и замерзания должны обеспечивать стабильную эксплуатацию двигателя в заданных условиях без использования дополнительного оборудования;

- плотность топлива как характеристика, определяющая габаритные размеры аппарата, должна быть максимально возможной;

- для выполнения требований по дальности топливо должно иметь высокое значение низшей массовой теплотворной способности $H_{и}$;

- хладоресурс топлива должен быть достаточным для обеспечения охлаждения конструкции камеры сгорания двигателя;

- ПС топлива не должны быть агрессивными, токсичными и канцерогенными;

- топливо должно быть удобным и безопасным в эксплуатации, иметь достаточную сырьевую и производственную базы, а также невысокую стоимость.

Предварительный анализ характеристик горючих (см. табл. 1) на соответствие требованиям показал, что использование топлив на основе гидразина, пентаборана и оксида этилена невозможно в силу высокой токсичности, а на основе этилового спирта — из-за низкого значения теплотворной способности.

Таблица 1

Основные характеристики жидких топлив

Характеристика	Водород (ж.)	Керосин	Гидразин	НДМГ	Этиловый спирт	Метан (ж.)	Этан (ж.)	Пропан (ж.)	Пентабо- ран	Оксид этилена (ж.)
Плотность, кг/м ³	70,8	820–850	1 010	790	785	420	630	500	630	887
Температура кипения, К	20,4	420–550	387	336	351	111,6	184,4	231	333	283,7
Температура плавления, К	133,6	90	90,2	85,4	162	1 400	213	275	216	220,6
Нижняя массовая тепло- творная способность, кДж/кг	120 000	42 850	18 055	30 103	27 795	50 058	47 616	46 295	50 208	72 597
Объемная теплотворная способность, кДж/м ³	$85 \cdot 10^5$	$36 \cdot 10^5$	$182 \cdot 10^5$	$238 \cdot 10^5$	$218 \cdot 10^5$	$210 \cdot 10^5$	$300 \cdot 10^5$	$231 \cdot 10^5$	$316 \cdot 10^5$	$643 \cdot 10^5$
Теплота испарения, кДж/кг	458	259	632	542	838	515	489	453	525	580
Температура самовоспламенения, К	833	483	543	522	673	810	745	723	308	702
Хладоресурс, кДж/кг	13 950	930	8 490	5 533	625	2 950	2 972	2 995	3 900	2 836
Стехиометрический коэф- фициент (по воздуху)	34,5	14,7	4,27	9,21	9,0	17,4	16,7	16,1	13,0	7,9
Токсичность	Не токсичен	Мало- токсичен	Высоко- токсичен	Высоко- токсичен	Мало- токсичен	Мало- токсичен	Мало- токсичен	Мало- токсичен	Высоко- токсичен	Токси- чен
Класс опасности	2	3	1	1	4	4	4	4	1	2

Среди всех представленных горючих наилучшие энергетические характеристики имеет жидкий водород ($H_u = 120\,000$ кДж/кг), применение которого в перспективе позволит получать высокие значения удельного импульса. Вместе с тем являясь высокоэффективным топливом, особенно с точки зрения охлаждения, водород имеет ряд недостатков: низкую плотность, способность к охрупчиванию конструкционных материалов, пожаро- и взрывоопасность при эксплуатации. Помимо прочего, его способность к сжатию при воздействии повышенных давлений усложняет конструкцию топливно-насосных агрегатов, входящих в состав силовой установки [10, 11]. Возможность использования сжиженного водорода в качестве горючего в гражданской авиации была подтверждена на примере самолета Ту-155 с экспериментальным двигателем НК-88 [12]. Однако по ряду причин, включающих отсутствие потребной инфраструктуры, позволяющей добывать водород в промышленных масштабах, хранить и эксплуатировать его на аэродромах, данный проект и аналогичные ему были временно прекращены.

Керосин — сравнительно дешевое и широко распространенное в авиации горючее, имеющее удовлетворительные энергетические и охлаждающие свойства. В условиях постоянного роста стоимости нефтепродуктов, а также истощения месторождений в мире проводятся исследования, направленные на разработку синтетического керосина, который в перспективе будет обладать повышенной энергетикой и плотностью [13].

Одним из перспективных способов улучшения летно-технических характеристик ЛА считается использование криогенных углеводородных горючих — метана, этана и пропана, которые имеют высокие уровни теплотворной способности и плотности. Одним из преимуществ этих горючих является возможность увеличения их хладоресурса за счет организации эндотермического разложения на простые соединения под воздействием внешнего источника теплоты. К эндотермическим реакциям способны только сложные углеводороды, начиная с этана. Исследования показывают, что суммарный хладоресурс пропана, взятый относительно его теплотворной способности при температуре в баке -180 °С, становится близким к хладоресурсу жидкого водорода и в 1,7 раза превышает хладоресурс метана [14].

Сравнение физико-химических и энергетических параметров приведенных горючих не дает возможности определить наилучший вариант, поскольку основной задачей при проектировании ЛА является выполнение летно-технических характеристик, являющихся в общем случае мно-

гопараметрическими зависимостями, определяемыми в том числе термодинамическими характеристиками ПС горючего.

Методы оценки эффективности топлива. В общем случае под эффективностью топлива понимается степень его соответствия заданным параметрам и способность обеспечить потребный уровень эффективности самого ЛА, т. е. уровень скорости и дальность полета. На начальных стадиях исследования используются два способа оценки данного параметра — термодинамический и баллистический [15–17].

Термодинамическая оценка эффективности состоит в определении удельных параметров силовой установки без учета особенностей конструкции. Применительно к ПВРД целесообразно проводить оценку удельного импульса двигателя I_y , который определяется следующим выражением [10]:

$$I_y = \frac{R}{\dot{m}_T},$$

где R — тяга двигателя; \dot{m}_T — массовый расход горючего.

Определение тяги двигательной установки как равнодействующей всех сил, действующих на внешние и внутренние поверхности тракта, затруднено из-за сложности вычислений. Поэтому для упрощения задачи и ухода от учета параметров конструкции используют коэффициент тяги [10]:

$$C_R = \frac{R}{F_{дв} \frac{\rho_H V_H^2}{2}},$$

где $F_{дв}$ — площадь поперечного сечения камеры сгорания двигателя; ρ_H — плотность набегающего потока воздуха; V_H — скорость полета ЛА.

Для определения коэффициента тяги предлагается использовать газодинамический подход [10]:

$$C_R = \varphi_H f_H \left(\frac{k_H + 1}{k_H} \frac{z(\lambda_a)}{\lambda_H} \kappa \beta \sqrt{\tau} - \left(2 + \frac{C_{зд}}{\varphi_H} \right) \right) - \frac{2f_a}{k_H M_H^2}, \quad (1)$$

где φ_H — коэффициент расхода воздуха через поперечное сечение воздухозаборного устройства (ВЗУ); f_H — относительная площадь струи потока на входе в ВЗУ; k_H — показатель адиабаты набегающего потока воздуха; λ_H и λ_a — приведенные скорости набегающего потока и потока на срезе сопла; $C_{зд}$ — дополнительное сопротивление ВЗУ; f_a — относительная площадь среза сопла.

Параметр $\kappa\beta\sqrt{\tau}$ в (1) представляет собой термодинамический комплекс, характеризующий параметры ПС топлива в потоке воздуха:

$$\kappa\beta\sqrt{\tau} = \sqrt{\frac{k_{\text{ПС}} + 1}{k_{\text{ПС}}} \frac{k_{\text{Н}}}{k_{\text{Н}} + 1} \frac{R_{\text{ПС}}}{R_{\text{Н}}} \frac{n + 1}{n}} \sqrt{\frac{T_{0\text{ПС}}}{T_{0\text{Н}}}}. \quad (2)$$

Термодинамические величины с индексом «ПС» относятся к предсопловому объему; считается, что процессы смешения и горения в нем завершены при реализации максимальной полноты сгорания топлива.

Коэффициент тяги C_R является одним из параметров, определяющих характер полета ЛА, что можно наглядно продемонстрировать уравнением динамики полета:

$$m_{\text{ЛА}} \frac{dV_{\text{Н}}}{dt} = \left(C_R \frac{F_{\text{ДВ}}}{F_{\text{М}}} - C_x \right) F_{\text{М}} \frac{\rho_{\text{Н}} V_{\text{Н}}^2}{2} - m_{\text{ЛА}} g \sin \theta, \quad (3)$$

где $m_{\text{ЛА}}$ — текущее значение массы ЛА с ПВРД; $F_{\text{М}}$ — площадь миделя ЛА; C_x — коэффициент лобового сопротивления ЛА; θ — угол тангажа. Как следует из уравнения (3), отношение C_R и C_x определяет значение и знак градиента скорости полета: $C_R \approx C_x$ — маршевый режим с постоянной скоростью движения, $C_R > C_x$ — разгонный режим полета.

Подход к расчету тяговых характеристик, основанный на газодинамических функциях (1), является упрощенным и не в полной мере отражает изменение теплофизических свойств воздуха при торможении, а также свойств ПС в двигателе. Данный метод является удобным для проведения оценочных расчетов на ранних стадиях проектирования, в то время как учет переменности свойств среды требует многократного определения равновесного состава смеси воздуха и ПС горючего.

Частично переменность термодинамических характеристик (2) можно учесть путем их параметризации и представления полной температуры $T_{0\text{ПС}}$, газовой постоянной $R_{\text{ПС}}$ и показателя адиабаты $k_{\text{ПС}}$ ПС в виде зависимостей от полной энтальпии потока $I_{\text{СМ}}$ и коэффициента избытка окислителя $\alpha_{\text{к.с.}}$. Для этого по диапазону изменения параметров $I_{\text{СМ}}$ и $\alpha_{\text{к.с.}}$, который определяется по известному диапазону траекторных параметров $V_{\text{Н}}$ и H , с помощью программного комплекса TERRA [18] собирается матрица термодинамических характеристик смеси ПС топлива с воздухом.

Для определения текущих значений термодинамических характеристик ПС необходимо использовать полную энтальпию потока [19]:

$$I_{\text{см}} = \frac{1}{1 + \alpha_{\text{к.с}}L_0} \Delta H_{f298} + \frac{\alpha_{\text{к.с}}L_0}{1 + \alpha_{\text{к.с}}L_0} I_{\text{ф}},$$

где $\frac{1}{1 + \alpha_{\text{к.с}}L_0}$ — массовая доля ПС топлива; ΔH_{f298} — энтальпия образования ПС; $\frac{\alpha_{\text{к.с}}L_0}{1 + \alpha_{\text{к.с}}L_0}$ — массовая доля воздуха.

В этом случае полнота сгорания топлива η учитывается параметром фиктивной энтальпии воздуха $I_{\text{ф}}$, которая характеризует энтальпию воздуха, поступающего в камеру сгорания двигателя с учетом потерь [19]:

$$I_{\text{ф}} = I_{0\text{н}} - \frac{1 - \eta}{\alpha_{\text{к.с}}L_0} \alpha_{\text{к.с}}^{\gamma} H_u,$$

где

$$\gamma = \begin{cases} 1 & \text{при } \alpha_{\text{к.с}} < 1, \\ 0 & \text{при } \alpha_{\text{к.с}} \geq 1; \end{cases}$$

$I_{0\text{н}}$ — энтальпия потока набегающего воздуха.

Основным показателем баллистической эффективности топлива является дальность полета ЛА, которую в первом приближении можно оценить по формуле Бреге [20] из предположения, что полет ЛА происходит с постоянной скоростью $V_{\text{н}}$, при постоянном угле атаки $\alpha_{\text{п}}$, малом изменении высоты H на протяжении траектории и постоянном средне-траекторном удельном импульсе ПВРД I_y :

$$L = k_e V_{\text{н}} I_y K \ln \frac{m_{\text{ЛА}} + m_{\text{Т}}}{m_{\text{Т}}}, \quad (4)$$

где k_e — коэффициент, учитывающий влияние кривизны земной поверхности; K — параметр, определяющий аэродинамическое качество ЛА с ПВРД (отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления); $m_{\text{Т}}$ — масса топлива на борту. Использование данной формулы дает возможность получить качественную оценку без учета расхода топлива и изменения режимов полета. Поэтому для проведения уточненного анализа, позволяющего учесть изменение различных параметров ЛА во времени, рекомендуется использовать систему уравнений динамики полета ЛА [21]:

$$\begin{aligned}
\frac{dV_H}{dt} &= \left(C_R \frac{F_{ДВ}}{F_M} - C_x \right) F_M \frac{\rho_H V_H^2}{2m_{ЛА}} - g \sin \theta; \\
\frac{d\theta}{dt} &= \frac{Y}{m_{ЛА} V_H} - \frac{g \cos \theta}{V_H} + \frac{V_H \cos \theta}{R_3 + h}; \\
\frac{dL}{dt} &= V_H \cos \theta \frac{R_3}{R_3 + h}; \\
\frac{dh}{dt} &= V_H \sin \theta; \\
\frac{dm_{ЛА}}{dt} &= - \frac{\phi_H \dot{m}_B}{\alpha_{к.с} L_0},
\end{aligned} \tag{5}$$

где Y — подъемная сила ЛА; R_3 — радиус Земли, используемый для учета кривизны поверхности; \dot{m}_B — расход воздуха.

По результатам решения системы уравнений (5) определяется запас топлива, необходимый для полета ЛА на заданную дальность.

Постановка задачи исследования. В настоящей работе рассматривается модельный ЛА с ПВРД, устойчиво работающий в диапазоне чисел Маха $M_H = 5-6$ на высоте $H = 20$ км, схема которого подобна изделию Х-51 (рис. 2). В качестве основных топлив рассматриваются криогенные горючие: метан (CH_4), этан (C_2H_6), пропан (C_3H_8) и авиационный керосин ($C_{7,21}H_{13,75}$).

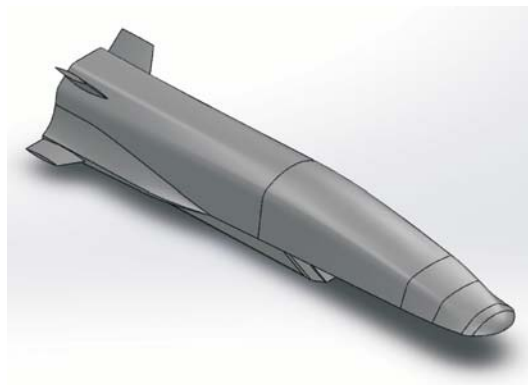


Рис. 2. Схема ЛА с ПВРД Х-51А

В расчетах использовались аппроксимированные значения аэродинамических характеристик Х-51А [22]. Исследование эффективности проводилось для диапазона коэффициентов избытка окислителя в камере сгорания ПВРД $\alpha_{к.с} = 0,5-2,5$, при которых возможно функционирование двигателя и выполнение потребных режимов полета [23].

В целях уточнения анализа и дополнения исходных данных для каждого рассматриваемого горючего определены зависимости полноты сгорания топлива от коэффициента избытка окислителя $\eta(\alpha_{к.с})$ (рис. 3) и числа Маха полета $\eta(M_H)$ (рис. 4). Для решения поставленной задачи использовалось численное моделирование течения топливоздушной смеси в камере сгорания модельного ЛА [24] в пакете прикладных программ ANSYS Fluent, реализованное для следующих условий: постановка задачи — двумерная, подача топлива осуществлялась через форсунку щелевого типа, коэффициент избытка окислителя варьировался в пределах $\alpha_{к.с} = 0,5-2,5$, для моделирования горения использовались одно- и двухстадийные кинетические модели [25–27]. По результатам моделирования определялись массовые доли компонентов ПС в предсопловом объеме камеры сгорания, необходимые для расчета текущего значения полноты сгорания в соответствии со следующей зависимостью [28, 29]:

$$\eta = \frac{Q_{хим}}{Q_{max}}$$

где $Q_{хим} = H_T - (1 + \alpha_{к.с}L_0)\Delta H_{f_{298i}}g_i$ — количество теплоты, фактически выделившейся при сгорании топлива (H_T — энтальпия образования горючего; $\Delta H_{f_{298i}}$ — энтальпия образования i -го компонента ПС; g_i — массовая доля i -го компонента ПС); Q_{max} — максимальное тепловыделение при сгорании топлива.

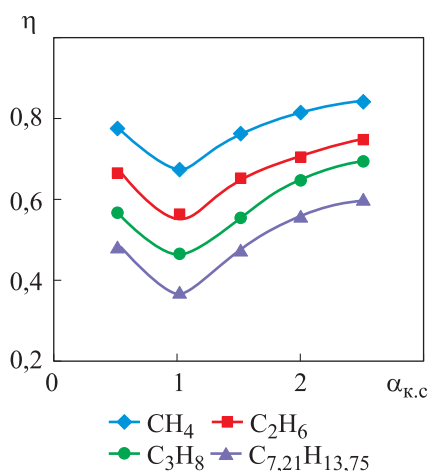


Рис. 3. Зависимость полноты сгорания горючих от коэффициента избытка окислителя ($M_H = 6$)

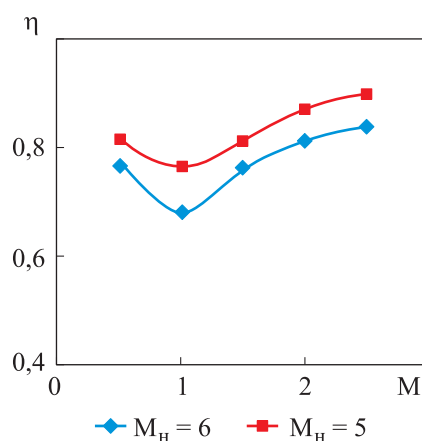


Рис. 4. Зависимость полноты сгорания метана от числа Маха полета

Полученные зависимости полноты сгорания топлива качественно соответствуют кривым, снятым в процессе экспериментального исследования модельных высокоскоростных камер сгорания [30], что говорит о возможности их использования в рамках настоящей работы. Относительно низкие значения полноты сгорания связаны с недостаточной проработкой системы подачи и конструкции двигательной установки. Снижение полноты при переходе от метана к керосину связано со свойствами самих горючих, в том числе со стехиометрическим коэффициентом. Приведенные зависимости используются далее при оценочных расчетах.

Анализ результатов исследования. В целях определения наилучшего варианта горючего для рассматриваемого модельного ЛА проведены расчеты и получены зависимости тягово-импульсных, траекторных и массогабаритных характеристик самолета. Для оценки эффекта перехода к криогенным горючим все параметры отнесены к соответствующим, полученным для керосина при прочих равных условиях.

На рис. 5 приведены зависимости относительного коэффициента тяги модельного ЛА C_{Ro} от коэффициента избытка окислителя $\alpha_{к.с}$ для скоростей, соответствующих числам Маха $M_H = 5$ и 6.

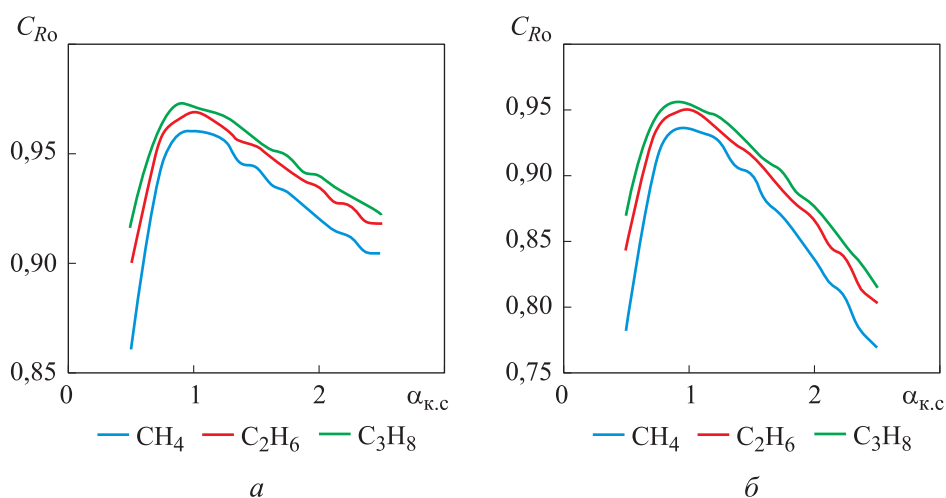


Рис. 5. Зависимость относительного коэффициента тяги C_{Ro} от коэффициента избытка окислителя $\alpha_{к.с}$ ($M_H = 5$ (а) и 6 (б))

Приведенные зависимости имеют характерный максимум при $\alpha_{к.с} = 1$, что является следствием максимального тепловыделения при данных условиях. Для всех рассмотренных горючих $C_{Ro} < 1$. Это связано со значением стехиометрического коэффициента, который уменьшается при переходе от метана до керосина ($L_0 = 14,7-17,4$). Таким образом, при прочих

равных условиях ЛА на керосине более эффективен на разгонных режимах полета. Уменьшение коэффициента тяги с ростом скорости полета является следствием его обратной зависимости от параметров заторможенного потока воздуха (T_{0H}) и ПС топлива ($T_{0ПС}$).

Как и в случае с коэффициентом тяги C_{R0} , зависимости относительного удельного импульса $I_{y.o}$, приведенные на рис. 6, имеют выраженный максимум при $\alpha_{к.с} = 1$. Эффективность ЛА определяется максимально

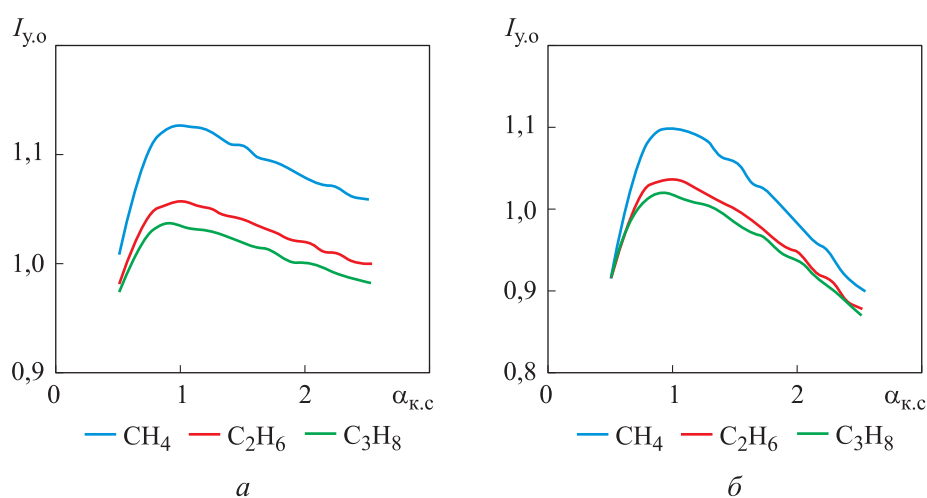


Рис. 6. Зависимость относительного удельного импульса $I_{y.o}$ от коэффициента избытка окислителя $\alpha_{к.с}$ ($M_H = 5$ (а) и 6 (б))

возможным значением удельного импульса. Для модельного ЛА на метане получаем выигрыш по данному показателю в среднем на 10 % относительно керосина при полете со скоростью, соответствующей числу Маха $M_H = 5$ и на 5 % при $M_H = 6$. Выигрыш по удельному импульсу составляет для этана 4 и 2 %, для пропана 2 и 1 %. Отметим, что криогенные горючие дают положительный прирост по импульсу в диапазоне коэффициентов избытка окислителя $\alpha_{к.с} = 0,625-2$. Причиной завышенного значения удельного импульса двигателя на керосине на режимах «бедной» смеси, по всей видимости, являются свойства рассматриваемого горючего, напрямую влияющие на термодинамические характеристики ПС. Сравнение характеристик ПС (табл. 2) показало, что при $\alpha_{к.с} = 2,5$ температура ПС для всех типов топлив практически одинакова, в то время как при $\alpha_{к.с} = 1$ разность температур составляет в среднем 24 %, чем и обусловлен характер кривых на рис. 5.

Таблица 2

Зависимость температуры (К) ПС топлива при различных условиях

Компонент горючего	Коэффициент избытка окислителя			
	$\alpha_{к.с} = 1$		$\alpha_{к.с} = 2,5$	
	$M_H = 5$	$M_H = 6$	$M_H = 5$	$M_H = 6$
Метан CH_4	2 733	2 867	2 098	2 397
Этан C_2H_6	2 731	2 866	2 096	2 397
Пропан C_3H_8	2 731	2 867	2 095	2 396
Керосин $C_{7,21}H_{13,75}$	1 974	2 299	2 092	2 396

На рис. 7 приведена диаграмма относительных значений максимальной дальности полета модельного ЛА, полученных по формуле Бреге (4) для режима максимального тепловыделения $\alpha_{к.с} = 1$.

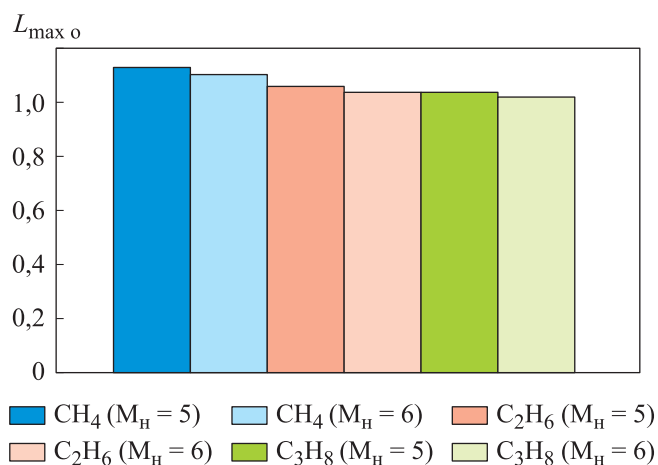


Рис. 7. Относительное значение максимальной дальности полета для ЛА на разных типах топлива и скоростей полета

Значения относительной дальности полета полностью (см. рис. 7) соотносятся со значениями удельного импульса (см. рис. 6), так как имеют прямую зависимость. Наилучшие показатели получены для ЛА на сжиженном метане. Для подтверждения целесообразности выбора того или иного горючего дополнительно проводятся расчеты с использованием системы уравнений (5), что позволяет определить массогабаритные характеристики потребных баков при условии осуществления маршевого полета (скорость и высота полета остаются неизменными) на дальность 7000 км, режим работы камеры $\alpha_{к.с} = 2$.

Анализ полученных расчетным путем данных (рис. 8, а) показал, что по расходным характеристикам наибольшей экономичностью обладает метан — потребный запас топлива на 17 % меньше потребного запаса керосина при прочих равных условиях, что объясняется относительно высокими значениями теплотворной способности H_u и стехиометрического коэффициента L_o . Однако из-за низкой плотности по объему баков метан дает худшие характеристики из всех рассмотренных горючих (рис. 8, б).

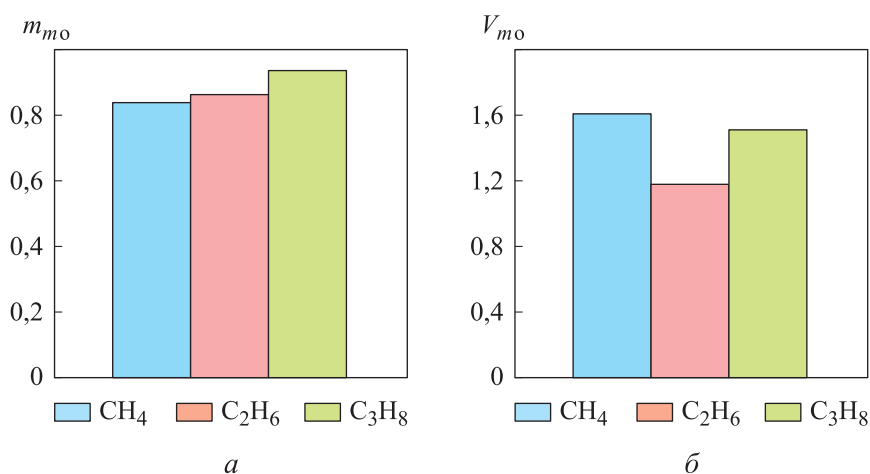


Рис. 8. Относительные значения потребной массы горючего m_{m0} (а) и объема топливных баков V_{m0} (б)

Отметим, что при использовании метана (как и в случае с водородом) в качестве основного типа горючего масса конструкции самого ЛА будет больше на Δm за счет установки дополнительного технически сложного оборудования, поддерживающего условия криогенного состояния горючего. Использование этана в качестве горючего также ограничено из-за необходимости создания достаточно высокого давления для поддержания его сжиженного состояния, что потребует дополнительного оборудования. Таким образом, наиболее практичным как с точки зрения эксплуатации, так и по энергетике и возможности применения в системе охлаждения является сжиженный пропан. При прочих равных условиях ЛА на пропане в сравнении с керосином дает выигрыш по дальности полета ~ 5 %, потребному запасу топлива ~ 10 % и по удельному импульсу (для $\alpha_{к.с}$, близких к единице) ~ 4 %.

Выводы. Приведена методология оценки эффективности различного типа горючих, включающая в себя сравнение физико-химических и энергетических характеристик, термодинамический и баллистический анализы.

Анализ полученных результатов совместно с приведенными физико-химическими и энергетическими характеристиками топлив и требованиями к ним указывает на возможность применения углеводородных горючих в гражданских проектах.

Для модельного ЛА с ПВРД при варьировании горючего в соответствии с методикой выполнены расчеты и получены зависимости коэффициента тяги и удельного импульса от коэффициента избытка окислителя, определены максимальная дальность полета и массогабаритные характеристики потребных топливных баков в отношении к аналогичным параметрам ЛА на керосине.

Показано, что наилучшие результаты с точки зрения тягово-импульсных и траекторных характеристик обеспечиваются при снаряжении ЛА метаном.

С учетом сложности эксплуатации метана и этана (из-за необходимости поддержания низких температур в первом случае и повышенного давления во втором) в качестве основного типа горючего для ПВРД ВКС рекомендуется использовать криогенный пропан, что позволит получить прирост по дальности полета, уменьшить потребную массу топлива и увеличить удельный импульс двигательной установки при сравнении с аналогичными характеристиками ЛА на керосине.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Москатов Г.К. Безопасный полет в XXI веке на гиперзвуковом межконтинентальном лайнере — предвидимое будущее. *Научный вестник ОПК России*, 2016, № 3, с. 69–76.
- [2] Harris R.V.Jr. On the threshold — the outlook for supersonic and hypersonic aircraft. *Aircraft Design and Operations Meeting*, 1989, vol. 29, no. 1, pp. 10–19. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1989-2071>
- [3] Братухин А.Г., Яновский Л.С., Луковников А.В. и др. Оценка эффективности перевода магистральных пассажирских самолетов на сжиженный природный газ. *Вестник машиностроения*, 2011, № 8, с. 19–23.
- [4] Дулепов Н.П., Ланшин А.И., Луковников А.В. и др. Эффективность применения двухрежимного ГПВРД в составе комбинированной силовой установки авиационно-космической системы. *Вестник машиностроения*, 2011, № 8, с. 51–57.
- [5] Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке. *Вестник МАИ*, 2008, № 3, с. 35–43.
- [6] Разносчиков В.В., Чепанов А.И. Анализ использования криогенных и газовых топлив в силовых установках магистральных самолетов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2008, № 134, с. 10–15.

- [7] Глушко В.П., ред. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. М., АН СССР, 1971.
- [8] Денисов Е.Т., Ковалев Г.И. Окисление и стабилизация реактивных топлив. М., Химия, 1983.
- [9] Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М., Изд-во МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001.
- [10] Орлов Б.В., ред. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1967.
- [11] Lewis M.J., Gupta A. Impact of fuel selection on hypersonic vehicle optimization. *Proc. 13th ISABE*, 1997, vol. 2, pp. 1456–1463.
- [12] Саргсян Д.Р. Анализ опыта применения альтернативных топлив на воздушных судах. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2011, № 174, с. 91–95.
- [13] Chuck C., Donnelly J. The compatibility of potential bioderived fuels with Jet A-1 aviation kerosene. *Appl. Energy*, 2014, vol. 118, pp. 83–91.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2013.12.019>
- [14] Яновский Л.С., Харин А.А., Киришев Е.Л. Проблемы применения криогенных углеводородных топлив в высокоскоростных летательных аппаратах. *Двигатель*, 2008, № 5, с. 11.
- [15] Зрелов В.Н., Серегин Е.П. Жидкие ракетные топлива. М., Химия, 1975.
- [16] 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: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2017-5-75-88>
- [17] Gany A. Effect of fuel properties on the specific thrust of a ramjet engine. *Def. Sc. J.*, 2006, vol. 56, no. 3, pp. 321–328. DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.56.1895>
- [18] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий. *Тр. XIV Междунар. конф. по хим. термодинамике*. СПб., 2002.
- [19] Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. М., ФИЗМАТЛИТ, 2010.
- [20] Аверьков Н.С., Разносчиков В.В., Яновский Л.С. Влияние свойств топлив на характеристики летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Авиационные двигатели*, 2018, № 1, с. 73–81.
- [21] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М., Машиностроение, 1973.
- [22] Железнякова А.Л. Численное моделирование внешнего гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-51. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2014, т. 15, № 2.
URL: http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/218/#ru_overview
- [23] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата Х-43. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, № 1, с. 3–19.

- [24] Святушенко В.В. Аналитический и численный расчет тягово-импульсных характеристик маневрирующего летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем ($M = 6$). *Ракетно-космические двигательные установки. Сб. мат. Всерос. науч.-техн. конф.* М., ИИУ МГОУ, 2018, с. 75–76.
- [25] Козубова М., Крутиль Я., Неврян В. Экспериментальное исследование и численное моделирование горения метана в областях со сложной геометрией. *Физика горения и взрыва*, 2014, т. 50, № 4, с. 8–14.
- [26] Machi M., Boudouris C., Gaab S., et al. Kinetic modeling of gas phase ethane and propane oxidative dehydrogenation. *Catal. Today*, 2006, vol. 112, no. 1-4, pp. 53–59. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cattod.2005.11.027>
- [27] Frazellia B., Riber E., Sanjos M., et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames. *Combust. Flame*, 2010, vol. 157, no. 8, pp. 1364–1373. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2010.03.014>
- [28] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Прохоров А.Н. и др. Методика экспериментальных исследований эффективности рабочего процесса в высокоскоростных ПВРД газогенераторной схемы на твердых топливах. *Известия Высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 2, с. 65–75. DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-2-65-75>
- [29] Арефьев К.Ю., Кукшинов Н.В., Серпинский О.С. Методика экспериментального определения полноты сгорания потоков топливной смеси в каналах переменного сечения. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 2017, № 5, с. 90–102. DOI: <https://doi.org/10.7868/S0568528117050103>
- [30] Александров В.Ю., Кукшинов Н.В. Модифицированная кривая выгорания для модельных высокоскоростных камер сгорания, интегрированных с воздухозаборным устройством. *Физика горения и взрыва*, 2016, № 3, с. 32–36. DOI: <https://doi.org/10.15372/FGV20160304>

Святушенко Виктория Валерьевна — аспирантка кафедры «Ракетные двигатели», младший научный сотрудник НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Святушенко В.В., Ягодников Д.А. Комплексный анализ эффективности топлив для воздушно-космического самолета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 5, с. 19–40. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-19-40>

COMPREHENSIVE ANALYSIS OF FUEL EFFICIENCY FOR A RAMJET-EQUIPPED SPACEPLANE

V.V. Svyatushenko
D.A. Yagodnikov

vv_svyatushenko@mail.ru
daj@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper considers fuels used as a working body in ramjets. The study aims to conduct a comprehensive examination that includes comparing physical, chemical and power characteristics of the fuels, as well as the results of thermodynamic and ballistic analyses, in order to ensure the best possible outcome in terms of layout and range of the spaceplane simulated. We analysed existing publications to state the main requirements for fuels to be used in spaceplane ramjets. We present a method of estimating fuel efficiency. The requirements developed for the spaceplane simulated were used to select a range of cryogenic hydrocarbons, for which we computed combustion efficiency and determined the thrust coefficient, specific impulse and flight range as functions of oxidizer-to-fuel ratio and flight velocity. We show that the hydrocarbon fuels under consideration manifest similar thrust, impulse response and trajectory characteristics, all other conditions being equal. Cryogenic methane displayed the best combustion efficiency, flight range and onboard fuel capacity. Given that methane is difficult to work with due to the low temperatures and increased pressure it requires, we propose using cryogenic propane as the main ramjet fuel type

Keywords

Ramjet, spaceplane, fuel efficiency, hydrocarbon fuels, combustion efficiency

Received 18.03.2020

Accepted 17.04.2020

© Author(s), 2020

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

REFERENCES

- [1] Moskatov G.K. An intercontinental hypersonic liner's safe flight to XXI century — conceivable future. *Nauchnyy vestnik OPK Rossii* [Scientific Bulletin of the Military-Industrial Complex of Russia], 2016, no. 3, pp. 69–76 (in Russ.).
- [2] Harris R.V.Jr. On the threshold — the outlook for supersonic and hypersonic aircraft. *Aircraft Design and Operations Meeting*, 1989, vol. 29, no. 1, pp. 10–19. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1989-2071>
- [3] Bratukhin A.G., Yanovskiy L.S., Lukovnikov A.V., et al. Evaluation the efficiency of the traditional fuel replacement in the main-line passenger aircrafts by the liquefied natural gas. *Vestnik mashinostroeniya*, 2011, no. 8, pp. 19–23 (in Russ.).

- [4] Dulepov N.P., Lanshin A.I., Lukovnikov A.V., et al. Effectiveness of two-mode hypersonic ramjet engines in hybrid aerospace power units. *Russ. Engin. Res.*, 2011, vol. 31, no. 8, pp. 764–770. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068798X11080090>
- [5] Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Vestnik MAI [MAI Aerospace Journal]*, 2008, no. 3, pp. 35–43 (in Russ.).
- [6] Raznoschikov V.V., Chepanov A.I. The analysis of use cryogenic and gas fuel in aviation propulsion arterial planes. *Nauchnyy vestnik MGTU GA [Civil Aviation High Technologies]*, 2008, no. 134, pp. 10–15 (in Russ.).
- [7] Glushko V.P., ed. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya [Thermodynamic and thermophysic properties of combustion products]*. Moscow, AN SSSR Publ., 1971.
- [8] Denisov E.T., Kovalev G.I. *Okislenie i stabilizatsiya reaktivnykh topliv [Oxidation and stabilization of jet fuels]*. Moscow, Khimiya Publ., 1983.
- [9] Dubovkin N.F., Yanovskiy L.S., Kharin A.A., et al. *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigateley [Fuels for jet engines]*. Moscow, MATI-RGTU im. K.E. Tsiolkovskogo Publ., 2001.
- [10] Orlov B.V., ed. *Osnovy proektirovaniya raketno-pryamotochnykh dvigateley dlya bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Design fundamentals of rocket ramjets for unmanned aircraft]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1967.
- [11] Lewis M.J., Gupta A. Impact of fuel selection on hypersonic vehicle optimization. *Proc. 13th ISABE*, 1997, vol. 2, pp. 1456–1463.
- [12] Sargsyan D.R. Analysis experience of alternative fuels on aircraft. *Nauchnyy vestnik MGTU GA [Civil Aviation High Technologies]*, 2011, no. 174, pp. 91–95 (in Russ.).
- [13] Chuck C., Donnelly J. The compatibility of potential bioderived fuels with Jet A-1 aviation kerosene. *Appl. Energy*, 2014, vol. 118, pp. 83–91. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2013.12.019>
- [14] Yanovskiy L.S., Kharin A.A., Kirishev E.L. Problems of using cryogenic hydrocarbon fuels in high-speed aircraft. *Dvigatel'*, 2008, no. 5, p. 11 (in Russ.).
- [15] Zrellov V.N., Seregin E.P. *Zhidkie raketnye topliva [Liquid rocket fuels]*. Moscow, Khimiya Publ., 1975.
- [16] Kruchkov S.V., Savel'yev 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., Mechan. Eng.], 2017, no. 5, pp. 75–88 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2017-5-75-88>
- [17] Gany A. Effect of fuel properties on the specific thrust of a ramjet engine. *Def. Sc. J.*, 2006, vol. 56, no. 3, pp. 321–328. DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.56.1895>
- [18] Trusov B.G. [TERRA software for modelling phase and chemical equilibrium]. *Tr. XIV Mezhdunar. konf. po khim. termodinamike [Proc. XIV Int. Conf. on Chemical Thermodynamics]*. St. Petersburg, 2002 (in Russ.).

- [19] Sorokin V.A., Yanovskiy L.S., Kozlov V.A., et al. Raketno-pryamotochnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh toplivakh [Rocket ramjets on solid and paste-like fuels]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2010.
- [20] Aver'kov N.S., Raznoschikov V.V., Yanovskiy L.S. Influence of fuel properties on the characteristics of an aircraft with air jet engine. *Aviatsionnye dvigateli* [Aviation Engines], 2018, no. 1, pp. 73–81 (in Russ.).
- [21] Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. Dinamika poleta bespilotnykh letatel'nykh apparatov [Flight dynamics of unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973.
- [22] Zheleznyakova A.L. Numerical simulation of hypersonic external flow around model of vehicle X-51. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-chemical kinetics in gas dynamics], 2014, vol. 15, no. 2 (in Russ.). Available at: http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/218/#ru_overview
- [23] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Numerical simulation of hypersonic flow past model of X-43 flying vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010, no. 1, pp. 3–19 (in Russ.).
- [24] Svyatushenko V.V. [Analytical and numerical calculation of thrust-pulse characteristics for manoeuvring aircraft with ram jet engine ($M = 6$)]. *Raketno-kosmicheskie dvigatel'nye ustanovki. Sb. mat. Vseros. nauch.-tekh. konf.* [Proc. Russ. Sc.-Tech. Conf.]. Moscow, IJU MGOU Publ., 2018, pp. 75–76 (in Russ.).
- [25] Kozubova M., Krutil' Ya., Nevryan V. Experiments and mathematical models of methane flames and explosions in a complex geometry. *Combust Explos Shock Waves.*, 2014, vol. 50, no. 4, pp. 374–380. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010508214040029>
- [26] Machi M., Boudouris C., Gaab S., et al. Kinetic modeling of gas phase ethane and propane oxidative dehydrogenation. *Catal. Today*, 2006, vol. 112, no. 1-4, pp. 53–59. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cattod.2005.11.027>
- [27] Frazellia B., Riber E., Sanjos M., et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames. *Combust. Flame*, 2010, vol. 157, no. 8, pp. 1364–1373. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2010.03.014>
- [28] Aleksandrov V.Yu., Aref'yev K.Yu., Prokhorov A.N., et al. The method of experimental research into the efficiency of the working process in high speed solid fuel ramjet engines. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building], 2016, no. 2, pp. 65–75 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-2-65-75>
- [29] Aref'yev K.Yu., Kukshinov N.V., Serpinskiy O.S. Methodology of experimental determining the combustion efficiency of fuel mixture flows in channels of variable cross-section. *Fluid Dyn.*, 2017, vol. 52, no. 5, pp. 682–694. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462817050106>
- [30] Aleksandrov V.Yu., Kukshinov N.V. Modified combustion efficiency curve for high-velocity model combustors integrated with the inlet. *Combust. Explos. Shock Waves*, 2016, vol. 52, no. 3, pp. 281–285. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010508216030047>

Svyatushenko V.V. — Post-Graduate Student, Department of Rocket Engines, Research Assistant, Power Engineering Scientific and Research Institute, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Yagodnikov D.A. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Svyatushenko V.V., Yagodnikov D.A. Comprehensive analysis of fuel efficiency for a ramjet-equipped spaceplane. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 5, pp. 19–40 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-19-40>

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышел в свет учебник авторов
**А.А. Александрова, В.И. Ларионова,
С.П. Суцева**



**«Анализ и управление техногенными
и природными рисками»**

Изложены теоретические основы анализа и управления техногенными и природными рисками. Показан единый научно-методический подход к решению задач анализа риска возникновения чрезвычайных ситуаций. Рассмотрены основные характеристики природных и техногенных опасностей, причины отказов технических систем. Приведены методы исследования надежности технических систем и типовые примеры расчетов, методы оценки и анализа рисков в техногенной и природной сферах с применением ГИС-технологий, расчетно-аналитический и статистический подходы к зонированию по риску объектов и территорий. Рассмотрены экономические аспекты управления безопасностью.

По вопросам приобретения обращайтесь:
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
<https://bmstu.press>