

УДК 629.7.036.22.001

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕКОТОРЫХ МЕТАЛЛОВ И НЕМЕТАЛЛОВ В ТВЕРДЫХ ТОПЛИВАХ ДЛЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Л. С. Яновский<sup>1,3</sup>, Д. Б. Лемперт<sup>2</sup>, В. В. Разносчиков<sup>1,2</sup>, И. С. Аверьков<sup>1,2</sup>,  
М. С. Шаров<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 111116 Москва  
averkov@ciam.ru

<sup>2</sup>Институт проблем химической физики РАН, 142432 Черноголовка, lempert@icp.ac.ru

<sup>3</sup>Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, 119991 Москва

Выполнена сравнительная оценка использования различных металлов и неметаллов в качестве горючих компонентов твердого топлива, содержащего перхлорат аммония в качестве окислителя и каучук в качестве связки, по критерию дальности полета летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем с учетом ожидаемой полноты сгорания отдельных компонентов. Учитывалось также влияние энергетических свойств топлива на технико-экономические и летно-технические показатели летательного аппарата. Расчет дальности полета осуществлялся численным интегрированием уравнений динамики полета. На основе полученных результатов ряд горючих компонентов рекомендован для более детального изучения, в частности для полной или частичной замены используемого в настоящее время бора в твердых топливах ракетно-прямоточных двигателей.

Ключевые слова: ракетно-прямоточные двигатели, твердые топлива, горение, металлы, бор, дальность полета.

DOI 10.15372/FGV20200109

### ВВЕДЕНИЕ

Перспективным направлением развития ракетного вооружения с внутриатмосферной эксплуатацией является создание летательных аппаратов с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) на твердом топливе, использующих заборный воздух в качестве основного окислителя. В связи с этим актуальной является разработка новых рецептур топлива для РПД.

Накоплен обширный объем данных по топливам для ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) [1–5]. Анализировались возможности использования в топливах РДТТ практически всех химических элементов пери-

одической таблицы. Полученные результаты представляют собой ценный материал для формирования рецептур твердых топлив РПД. Однако топливам РДТТ присуща своя специфика, обусловленная необходимостью включения в состав топлива всего требуемого объема окислителя, более высокими температурами продуктов сгорания, а также формированием рабочего тела реактивного сопла исключительно за счет бортового топлива. В то же время для топлив РПД в качестве окислителя и основы рабочего тела для реактивного сопла выступает заборный воздух, расход которого может быть реализован практически в любом требуемом объеме. При этом в состав топлива РПД включается минимально возможное количество окислителя, требуемое для организации процесса газификации топлива и выноса его из газогенератора в камеру дожигания РПД.

Имеется ряд работ по изучению энергетических возможностей горючих компонентов для прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом топливе (ПВРДТ) с так называемой открытой схемой, в которой отсутствует газогенератор, а топливо располагается в камере, в которую поступает воздух.

Работа выполнена на средства ИПХФ РАН по темам 008920140019 «Создание высокоэнергетических материалов и технологий для разрабатываемых и перспективных систем» и 008920150221 «Исследования рабочих процессов при горении твердых топлив в камере сгорания высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя» при финансовой поддержке программой Президиума РАН «Фундаментальные основы прорывных технологий в интересах национальной безопасности» (тема «Разработка твердых топлив и горючих для газогенераторов прямоточных...»).

© Яновский Л. С., Лемперт Д. Б., Разносчиков В. В., Аверьков И. С., Шаров М. С., 2020.

Так, в работе [6] представлен обширный анализ компонентов горючих по энергетическим свойствам. Анализ выполнен без учета потенциально возможной полноты сгорания компонентов в условиях двигателя, что не позволяет надежно выбрать горючие компоненты, которые были бы наиболее эффективны в реальных двигателях. При анализе свойств горючих не учитывалось их влияние на характеристики двигателя и летательного аппарата (ЛА).

В отличие от [6], в [7] при рассмотрении той же схемы ПВРДТ авторы оценивали эффективность топлив по удельным характеристикам двигателя (удельный импульс, коэффициент тяги). Полнота сгорания в данной работе принята постоянной для всех рассмотренных топлив, что также не позволяет надежно выбрать горючие компоненты с точки зрения их реальной эффективности. Кроме того, отсутствует анализ влияния свойств топлив на летно-технические характеристики ЛА (например, на дальность полета).

Как правило, в работах, посвященных прямоточным двигателям [6–8], эффективность топлива оценивается через объемную теплоту сгорания  $H_V = H_U \rho_T$  [8], где  $H_U$  — массовая теплота сгорания,  $\rho_T$  — плотность топлива. Величина  $H_V$  характеризует запасенную на борту ЛА энергию топлива. В качестве перспективного химического элемента для создания высокоэнергетических металлизированных топлив РПД рассматривается бор [6, 7, 9, 10], поскольку он обладает большой массовой теплотой сгорания (58.9 МДж/кг) и относительно высокой плотностью (2.3 г/см<sup>3</sup>), т. е.  $H_V = 135.5$  МДж/л. Однако, как показывает опыт [11], в условиях камеры дожигания (КД) сверхзвуковых ЛА с РПД не удастся достичь полноты сгорания ( $\eta$ ) борсодержащих топлив более 0.7 при массовом содержании бора в топливе на уровне 30 %. В то же время из опыта известно [12], что ряд металлов и неметаллов (Al, Mg, Zr и др.) обеспечивают высокий уровень полноты сгорания.

В работе [12] выполнен обзорный анализ эффективности горения различных металлов в условиях РПД и отмечаются серьезные проблемы по обеспечению полного сгорания бора. Отмечается также возможность повышения эффективности РПД за счет использования в твердых топливах таких металлов, как Al, Mg, Zr, Ti, а также Si.

Таким образом, отправной точкой наших исследований являются опытные данные, свидетельствующие о значительных трудностях по обеспечению полного сгорания борсодержащих топлив в условиях камеры дожигания РПД. Поэтому представляется актуальным вопрос о полной или частичной замене бора альтернативными химическими элементами, которые, несмотря на более низкую теплоту  $H_V$ , обеспечили бы большую полноту сгорания и в конечном итоге повысили бы удельный импульс и дальность полета ЛА.

В качестве альтернативных горючих компонентов рассмотрены Al, Mg, Ti, Zr, Si, красный фосфор (далее P), Hf, Th, Ce, Be, а также твердый углеводород типа каучука, обладающие относительно высокой объемной теплотой сгорания в кислороде. Высокая токсичность бериллия, несмотря на его большой энергетический потенциал, в настоящее время делает невозможным его практическое использование. Тем не менее данное вещество также рассмотрено для оценки его эффективности для топлив РПД. То же самое можно сказать и о Hf и Th, которых в природе так мало, что рассчитывать на их реальное применение не приходится.

## 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматривается горизонтальный прямолинейный полет ЛА с РПД с аэродинамической конфигурацией, подобной ракете «Метеор» [13]. Высота полета 8 км, число Маха полета 2.5. Схема силовой установки в составе ЛА представлена на рис. 1.

Для данной аэродинамической конфигурации использованы аэродинамические характеристики ЛА, дроссельные характеристики воздухозаборного устройства, полученные в результате численных расчетов. Основные ха-

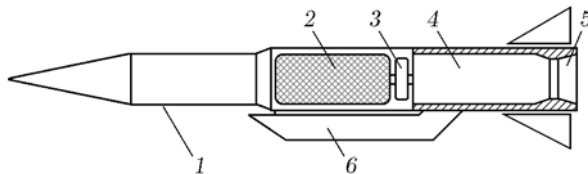


Рис. 1. Схема силовой установки в составе ЛА:

1 — носовой отсек, 2 — твердое топливо, 3 — регулятор расхода топлива, 4 — камера дожигания, 5 — реактивное сопло, 6 — воздухозаборное устройство

рактические характеристики ЛА соответствуют данным [13].

В работе рассмотрено 15 рецептов топлив, имеющих следующий состав (мас.): 35 % перхлората аммония (ПХА), 35 % связки (изопреновый каучук) и 30 % одного из горючих: Be, B, Al, Mg, Si, Zr, Ti, Hf, Th, Ce, P, Li, K, Na и  $C_nH_m$  (здесь и далее  $C_nH_m$  — углеводородная связка типа каучука). Приведенные горючие компоненты сильно различаются количеством грамм-эквивалентов в окислительно-восстановительных реакциях, поэтому при равных массовых отношениях горючее/ПХА глубина возможного окисления металлов внутри газогенератора будет разная, но на начальном этапе мы рассматриваем вариант именно с фиксированным соотношением горючее/ПХА в составах со всеми горючими компонентами.

Для каждого топлива выполняется расчет оптимальной проточной части двигателя с учетом характеристик ЛА и траектории полета. Условием оптимизации является поиск максимально возможной дальности полета. Дальность полета рассчитывается численным интегрированием уравнений динамики полета [14]. Расход топлива в каждой точке траектории выбирается из условия обеспечения постоянной скорости полета. В качестве варьируемых переменных выступают:

— площадь входа воздухозаборного устройства,

— площадь критического сечения сопла.

Расход воздуха и коэффициент избытка воздуха для каждого из топлив формируются при решении оптимизационной задачи.

В рамках рассматриваемого ЛА масса его сухой конструкции и объем топлива принимаются неизменными для всех топлив. Таким образом, масса топлива на борту ЛА определяется только его плотностью.

## 2. К ВОПРОСУ О ПОЛНОТЕ СГОРАНИЯ ИССЛЕДУЕМЫХ КОМПОНЕНТОВ

### 2.1. Бор

Имеется большое количество работ, посвященных изучению процессов горения Al, Mg, B и других веществ [11, 12, 15–22], из которых следует, что эффективность горения бора существенно хуже, чем у других веществ.

Так, в работе [12] отмечаются большие проблемы при сжигании бора в условиях РПД.

В частности, высокие температуры плавления и испарения бора (2450 и 3931 К соответственно) серьезно влияют на полноту сгорания. Кроме того, на поверхности частицы бора формируется пленка из  $B_2O_3$ , что также снижает эффективность горения бора.

В [15] отмечается, что сгорание частиц бора происходит медленнее, чем других металлических частиц, таких как Al и др. Это также объясняется высокой температурой испарения бора, вследствие чего реакция окисления протекает исключительно на поверхности частицы при отсутствии реакций в газовой фазе.

В работе [11] представлены экспериментальные данные по эффективности сжигания борсодержащего топлива состава 30 % B + 40 % ПХА + 30 % углеводородной связки. Полнота сгорания борсодержащего топлива находится на уровне  $0.6 \div 0.8$  в зависимости от длины камеры сгорания. Массогабаритные ограничения для ЛА типа «Метеор», как правило, не позволяют обеспечить длину камеры дожигания (КД) более пяти калибров (размеров наружного диаметра КД). В этих условиях полнота сгорания борсодержащего топлива с указанным выше составом не будет превышать  $\eta = 0.7$ .

Используя эти данные, можно оценить полноту сгорания чистого бора. Для этого воспользуемся следующей формулой для полноты сгорания многокомпонентного топлива:

$$\eta = \frac{\sum_{k=1}^3 (\eta_k g_k H_{U,k})}{\sum_{k=1}^3 (g_k H_{U,k}),} \quad (1)$$

где  $g_k$  — массовая доля  $k$ -го компонента. Массовая теплота  $H_{U,k}$  отражает максимальную энергию, которая может реализоваться при сжигании  $k$ -го компонента в кислороде воздуха. Таким образом, формула (1) позволяет учесть разный уровень полноты сгорания отдельных компонентов. Используя приведенные выше данные работы [11], учитывая, что полнота сгорания связки равна 0.95, и ожидая такого же ее уровня для ПХА, по формуле (1) находим полноту сгорания чистого бора  $\eta_B \approx 0.5$ .

В работе [20] развита математическая модель горения частиц бора и проведены расчеты для различных типов камер сгорания РПД. Для условий РПД ЛА типа «Метеор» полнота сгорания бора также оказывается на уровне 50 %.

## 2.2. Al, Mg и $C_nH_m$

В работах, посвященных изучению сгорания Al и Mg [11, 12, 23–25], отмечается, что температура испарения Al и Mg ниже температуры их горения. В связи с этим горение данных металлов осуществляется в газовой фазе. Твердые углеводородные соединения ( $C_nH_m$ ) сгорают также в газовой фазе, поскольку температура горения существенно больше температуры испарения.

В работе [11] представлены экспериментальные данные по эффективности сжигания топлива на основе Al. Получено, что их полнота сгорания составляет около 0.95.

В работе [12] отмечается высокая эффективность горения Mg даже при низких температурах и давлениях.

Большое количество экспериментальных данных по рабочим процессам в камерах сгорания РПД получено Ю. М. Аннушкиным и В. А. Сосуновым [13, 26]. На основе анализа обширных экспериментальных данных по работе модельных и натуральных РПД, где в качестве горючего использовались Al, Mg и углеводородные соединения ( $C_nH_m$ ), была получена обобщенная зависимость полноты сгорания от коэффициента избытка воздуха и других параметров рабочего процесса в камере дожигания РПД, известная как зависимость Аннушкина — Сосунова [13, 26]. Данная зависимость представлена на рис. 2.

Приведенная длина КД  $\bar{x}_{\text{пр}}$  (см. рис. 2) определяется по соотношению [26]

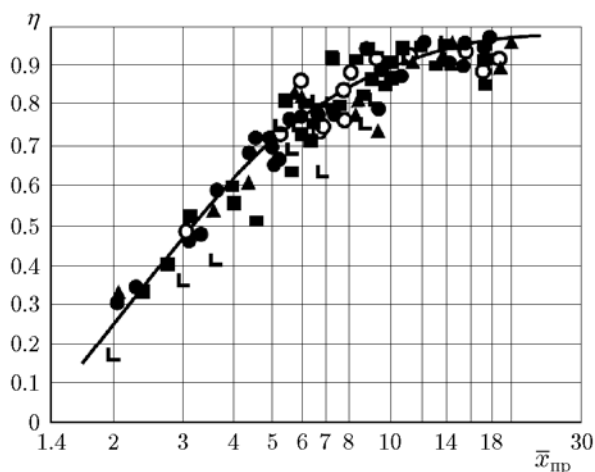


Рис. 2. Зависимость полноты горения от приведенной длины КД (заимствовано из [13])

$$\bar{x}_{\text{пр}} = \frac{l_{\text{КД}}}{d_{\text{КД}}} \sqrt{\frac{N}{1 - (d_{\text{ЦТ}}/d_{\text{КД}})^2}}. \quad (2)$$

Здесь  $l_{\text{КД}}$  — длина камеры дожигания,  $d_{\text{КД}}$  — ее диаметр,  $d_{\text{ЦТ}}$  — диаметр центрального тела в КД (в нашем случае он равен нулю),  $N$  — количество сопел газогенератора.

Отношение  $l_{\text{КД}}/d_{\text{КД}}$  РПД обычно не превышает 5. Количество сопел газогенератора обычно составляет 6. Расчеты по формуле Аннушкина — Сосунова (2) для данных условий показывают, что полнота сгорания указанных топлив в КД находится на уровне  $\eta = 0.94$ .

В работе [23] предложено следующее соотношение для расчета времени сгорания частицы алюминия:

$$\tau_{\text{Al}} = \frac{0.0244d_{\text{Al}}^{1.5}}{g_{\text{ок}}p^{0.1}T^{0.2}} [\text{мс}]. \quad (3)$$

Здесь  $d_{\text{Al}}$  — диаметр частицы Al, мкм,  $g_{\text{ок}}$  — массовая доля окислителя,  $p$  — давление среды, атм,  $T$  — температура среды, К. Скорость потока в КД при полете ЛА на высоте 8 км с числом Маха полета 2.5 составляет около 270 м/с (число Маха 0.35). Температура воздуха на входе в КД 530 К, давление 3.84 атм. Коэффициент избытка воздуха и расход воздуха формируются в результате решения оптимизационной задачи, как было указано выше. Для топлив с алюминием или магнием коэффициент избытка воздуха находится в диапазоне  $5.45 \div 5.5$ , для топлив с  $C_nH_m$  — на уровне 4.1. Время пребывания ПС в этих условиях оказывается на уровне 4.1 мс. Для частиц типичного размера 30 мкм по формуле (3) получаем время сгорания 4.3 мс. Таким образом, для указанных выше условий полнота сгорания Al равна 0.95, что согласуется с зависимостью Аннушкина — Сосунова.

## 2.3. Прочие металлы и неметаллы

В [12] установлена более высокая эффективность сгорания Zr по сравнению с Al, эффективность сгорания Be — на том же уровне, что и у Al. В [12] отмечается потенциальная возможность эффективного использования Ti в РПД.

Ввиду отсутствия работ по исследованию полноты сгорания применительно к условиям работы РПД таких веществ, как Ti, Si, P, Hf, Th, Ce, их полнота сгорания в настоящей работе принимается по аналогии с Al, т. е. 0.95.

Полнота сгорания связки и ПХА также принимается на уровне 0.95.

#### 2.4. Принятая полнота сгорания изучаемых композиций топлив

Таким образом, согласно формуле (1) для изучаемых в настоящей работе топлив состава 35 % ПХА, 35 % связки, 30 % горючего компонента полнота сгорания составляет  $\eta = 0.7$  и 0.95 соответственно для борсодержащего топлива и топлив с другими горючими компонентами.

### 3. МЕТОДИКА РАСЧЕТА И РАЗРАБОТАННЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС

#### 3.1. Концепция программного комплекса

В настоящее время не существует обобщенного энергетического критерия эффективности топлива для достижения максимальной дальности полета ЛА, в связи с чем на практике эффективность топлива оценивают по значению объемной теплоты сгорания  $H_V$ , что для топлив разного состава может привести к неверным выводам. В данной работе для оценки эффективности топлив использовался разработанный авторами программный комплекс, в котором учитываются эффекты, связанные с влиянием элементного состава на удельный импульс и оптимальный коэффициент избытка воздуха в КД РПД, а также с влиянием плотности топлива на угол атаки ЛА и формирование оптимальных площадей воздухозаборного устройства (ВЗУ) и критического сечения реактивного сопла.

Для решения задач, связанных с предварительным формированием облика ЛА, основных геометрических параметров проточной части двигателя и выбора топлива, нами разработан программный модуль, основанный на одномерных методиках термогазодинамического расчета, позволяющий организовать цикл расчетно-теоретических и оптимизационных исследований в рамках программного комплекса топливо — силовая установка — ЛА [27]. Программный код написан на языке Fortran 2008 с использованием технологии OpenMP для распараллеливания вычислений, что особенно необходимо для сокращения времени расчета в оптимизационной постановке. В программном

модуле использованы известные методики газодинамического расчета РПД. Методические основы расчета совместной работы ВЗУ и реактивного сопла развиты в работах [28, 29]. Обобщенные методики одномерного расчета РПД приведены в [8, 13, 30–34].

#### 3.2. Термодинамический расчет проточного тракта РПД

Основным недостатком большинства существующих методик является отсутствие учета зависимости изобарной теплоемкости и показателя адиабаты воздуха и рабочего тела от температуры и состава. В настоящей работе использована методика, лишенная этого недостатка, а именно учитывающая зависимость теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания (ПС) от температуры. Это достигнуто путем интеграции в общий программный комплекс расчетного модуля TERRA [35] и его обширной базы данных по термодинамическим свойствам индивидуальных веществ. Модуль TERRA позволяет определять химически равновесный состав сложных гетерогенных систем в любом сечении двигателя.

Параметры потока в любом сечении проточного тракта определяются из решения системы уравнений:

$$I_{i+1}(T_{i+1}) + \frac{v_{i+1}^2}{2} = I_i(T_i) + \frac{v_i^2}{2} - \frac{\Delta Q_i}{G}, \quad (4)$$

$$p_{i+1}^* = \sigma_i p_i^*, \quad (5)$$

$$S(T_i^*, p_i^*) = S(T_i, p_i), \quad (6)$$

$$G_{i+1} = \rho_{i+1} v_{i+1} A_{i+1} = G_i = \rho_i v_i A_i, \quad (7)$$

$$\rho_i = \frac{p_i}{R_i T_i}. \quad (8)$$

Здесь  $i$  — номер сечения проточной части двигателя,  $\rho$  — плотность среды,  $A$  — площадь проходного сечения,  $v$  — скорость потока,  $\sigma_i$  — коэффициент потери полного давления на  $i$ -м участке,  $\Delta Q_i$  — количество тепла, отводимое на  $i$ -м участке,  $S$  — энтропия,  $R$  — газовая постоянная,  $G$  — массовый расход потока,  $I$  — полная энтальпия ПС, определяемая по соотношению

$$I(T) = \sum_j [g_j(\Delta_f H_{298,j} + H_j(T) - H_{298,j})], \quad (9)$$

где  $g_j$  — массовая доля компонента топлива,  $\Delta_f H_{298,j}$  — стандартная энтальпия образования,  $H(T) = \int_0^T c_p dT$  — энтальпия, отсчитываемая от 0 К,  $c_p$  — изобарная теплоемкость. Связь параметров торможения со статическими определяется уравнением изоэнтропы (6). Энтропия смеси определяется с учетом ее состава:

$$S(T, p) = \sum_{\text{к-фаза}} [\dot{n}_j S_{\mu,j}^0(T)] + \sum_{\text{газ.фаза}} \left[ \dot{n}_j \left( S_{\mu,j}^0(T) - R_\mu \ln \frac{p_j}{p_0} \right) \right]. \quad (10)$$

Здесь  $\dot{n}_j$  — молярный расход  $j$ -го вещества, моль/с,  $S_\mu^0$  — стандартная энтропия (Дж/(моль · К)) при давлении 1 физ. атм,  $R_\mu = 8.314$  Дж/(моль · К) — универсальная газовая постоянная,  $p_0 = 101\,325$  Па,  $p_j$  — парциальное давление  $j$ -го вещества, Па.

Влияние конденсированной фазы (к-фазы) на свойства ПС в нашей работе учитывается путем расчета изобарной  $c_p$  и изохорной  $c_v$  теплоемкостей, газовой постоянной  $R$  для фиктивной газовой смеси (так называемого псевдогаза) с учетом массовой доли к-фазы  $z$  [36]:

$$c_p = (1 - z)c_{p,g} + zc_{p,k}, \quad (11)$$

$$c_v = (1 - z)c_{v,g} + zc_{v,k}, \quad (12)$$

$$R = R_g(1 - z), \quad (13)$$

где индекс  $g$  соответствует газовой фазе, индекс  $k$  — конденсированной. Очевидно, чем больше к-фаза в ПС, тем меньше газовая постоянная  $R_g$  для газовой части ПС.

Учет полноты сгорания в термодинамическом расчете проводится посредством коррекции полной энтальпии ПС (см. формулу (9)) [8]:

$$I = \frac{I_T - (1 - \eta)H_U + \alpha_k \alpha_0 I_B}{1 + \alpha \alpha_0}. \quad (14)$$

Здесь  $\alpha_k$  — коэффициент избытка воздуха в камере дожига,  $\alpha_0$  — стехиометрический коэффициент,  $I_T$ ,  $I_B$  — полные энтальпии топлива и воздуха, кДж/кг. Полная энтальпия топлива определяется по соотношению

$$I_T(T_T) = \Delta_f H_{298,T} + H(T_T) - H_{298} \approx \approx \Delta_f H_{298,T} + c_{p,T,298}(T_T - 298.15), \quad (15)$$

а полная энтальпия воздуха — следующим образом:

$$I_B(T_B) = \sum_i [g_i(\Delta_f H_{298,i} + H_i(T_B) - H_{298,i})], \quad (16)$$

здесь  $T_T$  — температура топлива, К,  $c_{p,T}$  — теплоемкость топлива, Дж/(кг · К),  $T_B$  — температура воздуха,  $g_i$  — массовая доля вещества в воздухе, кг/кг.

Полнота сгорания топлив, рассмотренных в работе, оценивалась по соотношению (1).

Плотность трехкомпонентного топлива рассчитывалась по формуле идеального смешения:

$$\rho_T = 1 / \sum_k \left( \frac{g_k}{\rho_k} \right). \quad (17)$$

Значения плотности  $k$ -го компонента топлива  $\rho_k$  приведены в табл. 1.

### 3.3. Расчет тягово-экономических характеристик РПД

Идеальная тяга реактивного сопла РПД определяется следующим образом [31]:

$$R_{c,ид} = G_c w_c + A_c(p_c - p_h), \quad (18)$$

где  $G_c$  — расход ПС на срезе сопла,  $w_c$  — скорость истечения ПС на срезе сопла,  $A_c$  — площадь среза сопла,  $p_c$  — статическое давление на срезе сопла,  $p_h$  — давление окружающей среды.

Потери импульса в сопле в настоящей методике принято оценивать коэффициентом скорости сопла  $\phi_c$ , который может быть неизменным или зависеть от геометрической степени расширения сопла Лавала  $A_c/A_{кр}$  [31]. Тяга сопла с учетом потерь импульса равна [31]

$$R_c = \phi_c(G_c w_c + A_c p_c) - A_c p_h. \quad (19)$$

Если скорость потока на срезе сопла направлена по скорости невозмущенного потока, то идеальная тяга двигателя [31]

$$R_{ид} = R_c - G_B v_{п}, \quad (20)$$

Таблица 1

Некоторые характеристики компонентов топлива

Компонент	$\Delta_f H_{298}^0$ , кДж/кг	$\rho_k$ , кг/м <sup>3</sup>	$H_V$ , МДж/л	$\eta$	$\eta H_V$ , МДж/л
ПХА	-2516.7	1950	3.82	0.95	3.63
Связка — каучук (C <sub>5</sub> H <sub>8</sub> )	-922	920	38.82	0.95	36.88
Бериллий	0	1848	115.82	0.95	110.03
Титан	0	4540	89.47	0.95	85.00
Гафний	0	13310	84.70	0.95	80.47
Алюминий	0	2700	83.91	0.95	79.71
Цирконий	0	6506	77.08	0.95	73.23
Кремний	0	2330	75.55	0.95	71.77
Бор	0	2340	138.00	0.50	69.00
Торий	0	11780	62.15	0.95	59.04
Красный фосфор	0	2400	58.32	0.95	55.40
Магний	0	1739	57.80	0.95	54.91
Церий	0	6757	52.55	0.95	49.92

где  $G_V$  — расход воздуха, кг/с,  $v_n$  — скорость полета, м/с, а идеальный удельный импульс двигателя [31]

$$J_{уд.ид} = \frac{R_{ид}}{G_T}, \quad (21)$$

где  $G_T$  — расход топлива, кг/с.

Внутренние характеристики РПД, представляющие собой зависимости  $R_{ид}$ ,  $J_{уд.ид}$ , не могут быть непосредственно использованы для расчета летно-технических характеристик, поскольку в них не учтены потери, связанные с установкой двигателя на ЛА. Такие характеристики, без учета внешнего сопротивления элементов силовой установки (СУ), называют характеристиками неустановленного двигателя. При расчете летно-технических характеристик необходимо использовать характеристики, определенные для эффективных значений тяги  $R_{эф}$  и удельного импульса  $J_{уд.эф}$ . Их называют эффективными характеристиками СУ.

Переход от идеальных к эффективным характеристикам СУ состоит в учете внешних сопротивлений, создаваемых входным и выходным устройствами. Их принято оценивать либо по аэродинамическим коэффициентам лобового сопротивления, либо в долях от тяги двигателя [31].

Эффективную тягу СУ можно представить следующим образом [31]:

$$R_{эф} = R_{ид} - X_{ВЗУ} - X_c. \quad (22)$$

Здесь  $X_{ВЗУ}$  — сопротивление ВЗУ,  $X_c$  — внешнее сопротивление сопла. Сопротивление ВЗУ силовой установки определяется по формуле [31]

$$X_{ВЗУ} = C_{X.ВЗУ} \frac{\rho_h v_n^2}{2} A_{ВЗУ}, \quad (23)$$

где  $C_{X.ВЗУ}$  — коэффициент лобового сопротивления ВЗУ,  $\rho_h$  — плотность окружающего воздуха, кг/м<sup>3</sup>,  $A_{ВЗУ}$  — площадь входа ВЗУ, м<sup>2</sup>.

Сила внешнего сопротивления сопла  $X_c$  может быть выражена в долях от идеальной тяги двигателя через коэффициент кормового сопротивления, приблизительно равный коэффициенту потерь тяги сопла, т. е.

$$X_c \approx X_{корм}, \quad (24)$$

где  $X_{корм}$  — сила кормового сопротивления. Эффективный удельный импульс определяется следующим образом:

$$J_{уд.эф} = R_{эф}/G_T. \quad (25)$$

### 3.4. Расчет высотно-скоростных и дроссельных характеристик РПД

Для расчета дальности полета необходимо знать высотно-скоростные и дроссельные характеристики РПД во всем требуемом диапазоне высот и скоростей полета.

Расчет высотно-скоростных и дроссельных характеристик СУ сводится к поиску согласования работы ВЗУ и реактивного сопла при заданных значениях высоты, скорости и угла атаки, а также расхода топлива [31]. Методически эта процедура представляет собой поиск точки согласования на всей дроссельной характеристике ВЗУ — от границы помпажа (точка Г на рис. 2) до границы «зуда» (точка З на рис. 3) при разных углах атаки  $\alpha$  [31]. На рис. 3 характеристики ВЗУ представлены в виде зависимости коэффициента восстановления полного давления ВЗУ  $\sigma_{\text{ВХ}}$  от коэффициента расхода ВЗУ  $\phi_{\text{ВХ}}$  [31].

Такой подход к поиску точки согласования на дроссельной характеристике ВЗУ и был реализован нами в рассматриваемой математической модели РПД. В соответствии с рекомендациями [31] реализована автоматизация перевода всех дроссельных характеристик от зависимостей вида  $\sigma_{\text{ВХ}} = f(\phi_{\text{ВХ}})$  к зависимостям  $\sigma_{\text{ВХ}} = f(\omega)$  и  $\phi_{\text{ВХ}} = f(\omega)$ , где  $\omega = \arctg(\sigma_{\text{ВХ}}/\phi_{\text{ВХ}})$  — угловая координата, однозначно определяющая положение любой точки на дроссельной характеристике ВЗУ [31] и изменяющаяся от  $\omega_{\text{min}}$

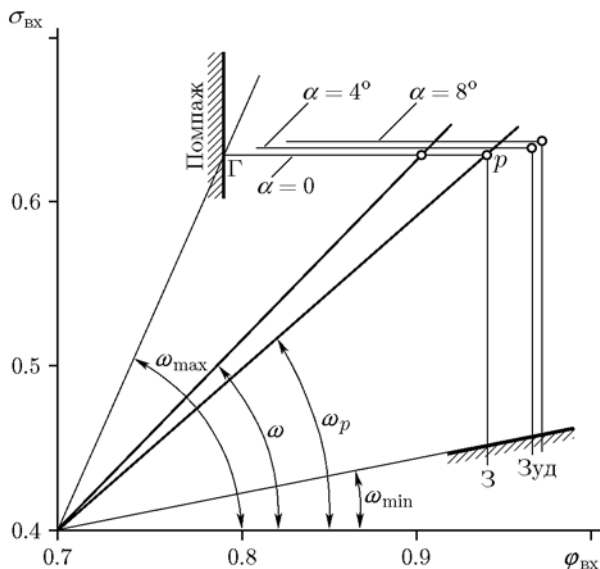


Рис. 3. Поиск точки согласования характеристик ВЗУ и реактивного сопла

до  $\omega_{\text{max}}$  (см. рис. 3). Именно значение  $\omega$  является искомой величиной, определяемой в процессе решения методом Ньютона одного нелинейного алгебраического уравнения, описывающего условие совместной работы ВЗУ и реактивного сопла. Угловая координата  $\omega_p$  и точка  $p$  на рис. 3 соответствуют расчетному состоянию ВЗУ (угловая точка), когда реализуются максимальные значения как  $\sigma_{\text{ВХ}}$ , так и  $\phi_{\text{ВХ}}$ .

### 3.5. Расчет дальности полета ЛА

Модель динамики полета построена на численном интегрировании дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс ЛА в скоростной системе координат [8, 14, 31]. Расчетная схема сил, приложенных к центру масс ЛА, представлена на рис. 4. На данном рисунке  $h_{\text{п}}$  — высота полета,  $L_{\text{п}}$  — дальность полета,  $v_{\text{п}}$  — вектор скорости,  $\theta$  — траекторный угол,  $\alpha$  — угол атаки,  $\phi$  — угол отклонения вектора тяги от строительной оси ЛА,  $M_{\text{ЛА}}$  — масса ЛА,  $g$  — ускорение свободного падения,  $R_{\text{эф}}$  — эффективная тяга,  $X_a$ ,  $Y_a$  — сила лобового сопротивления и подъемная сила ЛА. Угол тангажа определяется как  $\Theta = \alpha + \theta$ .

Система уравнений движения центра масс ЛА в вертикальной плоскости в скоростной системе координат (ось  $x$  направлена вдоль вектора скорости  $v$ ) имеет следующий вид [8, 31]:

$$\begin{aligned} \frac{dv_{\text{п}}}{dt} &= g(N_X - \sin \theta), & \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{v_{\text{п}}} (N_Y - \cos \theta), \\ \frac{dL_{\text{п}}}{dt} &= v_{\text{п}} \cos \theta, & \frac{dh_{\text{п}}}{dt} &= v_{\text{п}} \sin \theta, \\ \frac{dM_{\text{ЛА}}}{dt} &= -G_{\text{т}}, \end{aligned} \quad (26)$$

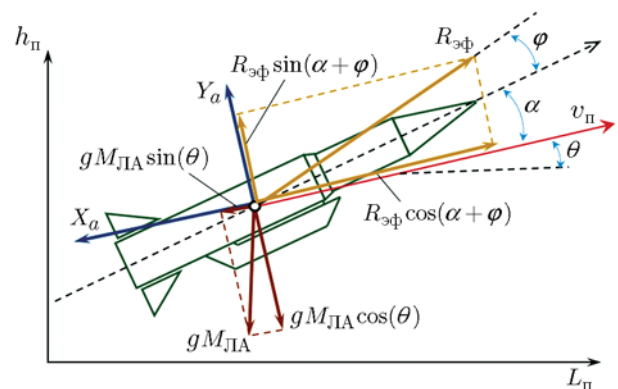


Рис. 4. Схема сил, приложенных к центру масс ЛА в скоростной системе координат



где продольная  $N_X$  и поперечная  $N_Y$  перегрузки определяются по соотношениям [8]

$$\begin{aligned} N_X &= \frac{R_{эф} \cos(\alpha + \phi) - X_a}{gM_{ЛА}}, \\ N_Y &= \frac{R_{эф} \sin(\alpha + \phi) + Y_a}{gM_{ЛА}}. \end{aligned} \quad (27)$$

Здесь  $t$  — время,  $\frac{d}{dt}$  — производная по времени,  $g$  — ускорение свободного падения на высоте  $h_{п}$ :

$$g = g_0 \frac{R_3^2}{(R_3 + h_{п})^2},$$

$g_0$  — ускорение свободного падения у поверхности Земли,  $R_3$  — радиус Земли. Равнодействующая аэродинамических сил, приложенных к ЛА в полете, раскладывается на две составляющие: силу лобового сопротивления

$$X_a = C_{X_a} \frac{\rho_h v_{п}^2}{2} A_{м},$$

где  $\rho_h = \rho_h(H_{п})$  — плотность окружающего воздуха,  $C_{X_a}$  — коэффициент лобового сопротивления,  $A_{м}$  — характерная площадь ЛА (обычно площадь миделя или площадь крыла); подъемную силу

$$Y_a = C_{Y_a} \frac{\rho_h v_{п}^2}{2} A_{м},$$

где  $C_{Y_a}$  — коэффициент подъемной силы.

На рис. 5 представлена блок-схема формирования исходных данных для организации расчета динамики полета ЛА, реализованная в разработанном программном комплексе.

Программа управления траекторией задает закон формирования траектории. Например, может быть задан закон изменения траекторного угла или угла атаки в зависимости от различных параметров динамики полета (времени, дальности, высоты, скорости и др.). Если траектория формируется по закону траекторного угла, то угол атаки в каждой точке полета определяется в соответствии с балансом сил, действующих на ЛА. Как правило, это сводится к решению одного нелинейного уравнения методом Ньютона.

Программа управления конфигурациями ЛА задает закон переключения полетных конфигураций ЛА. Например, если ЛА содержит

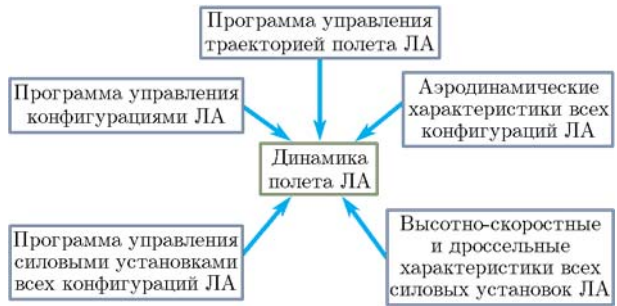


Рис. 5. Блок-схема формирования исходных данных для организации расчета динамики полета ЛА

две конфигурации — стартовую (с ускорителями РДТТ) и маршевую (после сброса ускорителей), то требуется задать критерий перехода от одной конфигурации к другой. В частности, это может быть израсходование всего топлива в ускорителях либо достижение определенных полетных параметров (высоты, скорости и др.). Каждая полетная конфигурация характеризуется своими аэродинамическими характеристиками.

Программа управления СУ задает закон, по которому организуется расход топлива СУ. Это может быть постоянный расход, или он может регулироваться по закону обеспечения постоянства скорости полета, продольной перегрузки и др.

Высокоскоростные и дроссельные характеристики СУ позволяют определить тягу двигателя во всем требуемом диапазоне высот и скоростей полета.

### 3.6. Блок оптимизации

Особенностью разработанного нами и использованного в настоящем исследовании программного комплекса является возможность организации оптимизационных исследований. Блок-схема оптимизации представлена на рис. 6.

Оптимизация является однокритериальной с возможностью наложения до 10 ограничивающих параметров. Вектор варьируемых переменных может включать в себя до 15 переменных, среди которых могут быть выбраны двигательные параметры, топливные параметры, траекторные параметры и др. Совместная оптимизация двигательных и траекторных параметров позволяет достичь результатов комплексной оптимизации системы ЛА — СУ — топливо.



Рис. 6. Блок-схема оптимизации модели

Для сокращения времени оптимизационных исследований в программном комплексе предусмотрена возможность распараллеливания вычислений на многоядерных вычислительных системах.

#### 4. ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

В табл. 1 представлены характеристики компонентов топлива, ожидаемая полнота сгорания  $\eta$  (для бора — согласно экспериментальным данным авторов, для Al, Mg и  $C_nH_m$  — согласно экспериментальной зависимости Аннушкина — Сосунова, для остальных принято по аналогии с Al, Mg и  $C_nH_m$ ) и эффективная (т. е. с учетом полноты сгорания) объемная теплота сгорания  $\eta H_V$ . На рис. 7 представлена диаграмма теплоты сгорания  $\eta H_V$  разных горючих веществ в порядке убывания. Как видно из табл. 1 и рис. 7, горючие компоненты Ti, Hf, Al, Zr и Si по значению  $\eta H_V$  превосходят бор. Однако, как будет показано ниже, это еще не означает их превосходство по дальности полета ЛА.

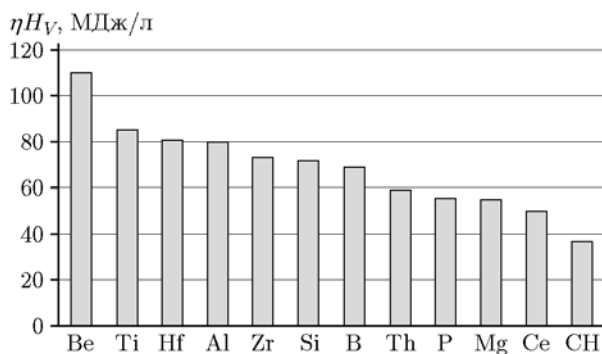


Рис. 7. Эффективная объемная теплота сгорания горючих веществ в соответствии с ожидаемой полнотой их сгорания

#### 5. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

В результате проведенных расчетов для каждого топлива сформировано оптимальное сечение проточной части РПД, определен оптимальный коэффициент избытка воздуха  $\alpha_{\text{опт}}$  и максимально достижимая дальность полета. Результаты расчетов сведены в табл. 2, топлива упорядочены по относительной дальности полета  $\bar{L}_\Pi = L_{\text{пн}}/L_{\text{пв}}$ , где  $L_{\text{пн}}$  — дальность полета ЛА на топливе с  $n$ -м горючим компонентом,  $L_{\text{пв}}$  — дальность полета ЛА на борсодержащем топливе. В табл. 2 приведены следующие параметры:  $J_{\text{уд.ср}}$  — средний по полету эффективный удельный импульс;  $\alpha_0$  — стехиометрический коэффициент топлива с воздухом;  $R_{\text{ср}}$ ,  $T_{\text{ср}}$  — средние по полету значения газовой постоянной и температуры ПС в КД. На рис. 8 представлена диаграмма значений  $\bar{L}_\Pi$  ЛА на разных топливах.

Как видно из рис. 8, максимальный прирост дальности полета ЛА (более 40 %) по сравнению с борсодержащим топливом обеспечивает топливо с Be. Однако, ввиду чрезвычайно высокой токсичности оксида BeO, практическое использование Be весьма проблематично. Топлива с Al, Si и Ti увеличивают дальность полета на 11, 9 и 5 % соответственно по сравнению с борсодержащим топливом для рассмотренного типа ЛА. Незначительно уступают топлива на основе красного фосфора, Zr и  $C_nH_m$ . Что касается Mg, Hf, Ce, Th, Li, Na, K, то эффективность топлив на их основе заметно ниже эффективности борсодержащего топлива даже с учетом пониженной полноты сгорания последнего.

Обращает на себя внимание иной порядок расположения веществ на диаграммах рис. 7 и 8. Это свидетельствует о том, что  $\eta H_V$  является не единственным фактором, определяющим эффективность топлива по дальности полета ЛА. Этот вывод наглядно иллюстрирует рис. 9.

Несмотря на общую тенденцию увеличения дальности полета с ростом  $\eta H_V$  (рис. 9), разброс точек по дальности полета при близких значениях  $\eta H_V$  свидетельствует о сложном влиянии характеристик топлива на дальность полета. В частности, это обусловлено влиянием элементного состава и плотности топлива на свойства ПС, площади критических сечений сопла и ВЗУ, на угол атаки, удельный импульс, аэродинамическое качество ЛА и, как

Таблица 2

## Основные результаты расчетов

Горючий компонент	$\bar{L}_п$	$J_{уд.ср}, с$	$\rho_T, кг/м^3$	$H_V, МДж/л$	$\eta H_V, МДж/л$	$\alpha_0$	$\alpha_{опт}$	$R_{ср}, Дж/(кг \cdot К)$	$T_{ср}, К$
Be	1.438	1 461	1 385	51.1	48.5	6.76	5.77	281.1	1 276
Al	1.110	1 049	1 490	38.3	36.4	5.61	5.53	281.8	1 192
Si	1.095	1 062	1 452	36.4	34.6	5.94	5.39	281.3	1 185
Ti	1.039	917	1 597	33.9	32.2	5.32	5.21	281.8	1 171
B	1.000	969	1 453	49.9	34.9	7.34	3.92	278.0	1 192
P	0.984	949	1 460	35.1	33.3	6.13	4.67	281.0	1 177
Zr	0.972	830	1 650	31.3	29.7	4.91	5.12	282.2	1 161
$C_nH_m$	0.964	1 200	1 129	31.6	30.0	8.72	4.14	286.4	1 174
Mg	0.946	975	1 365	32.8	31.1	5.31	5.49	282.1	1 179
Hf	0.931	765	1 717	29.5	28.1	4.69	4.84	282.3	1 164
Ce	0.916	781	1 655	29.2	27.8	4.68	5.05	282.3	1 156
Th	0.914	754	1 708	28.9	27.4	4.59	4.88	282.4	1 163
Li	0.798	1 256	891	30.8	29.3	5.95	5.89	277.4	1 240
Na	0.700	855	1 151	24.5	23.3	4.91	5.24	280.6	1 167
K	0.618	790	1 098	20.8	19.8	4.72	5.05	281.6	1 158

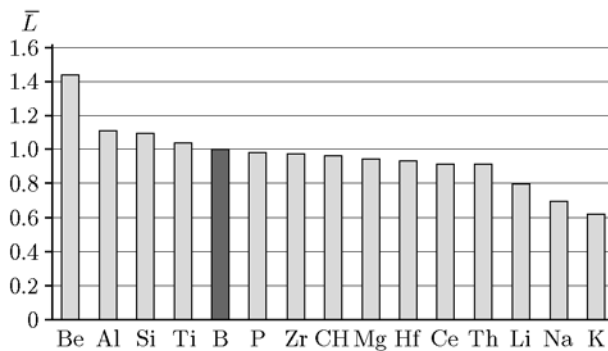


Рис. 8. Относительная дальность полета ЛА с РПД на топливах с разными горючими компонентами (топливо: 35 % ПХА + 35 % связки + 30 % исследуемого горючего компонента)

следствие, на дальность полета ЛА. Это обосновывает выбранный авторами подход к анализу эффективности топлива путем термогазодинамического расчета проточной части ЛА для каждого топлива и расчета дальности полета на основе решения уравнений динамики полета с учетом всех указанных факторов.

Подробный параметрический анализ влияния отдельных характеристик топлива на

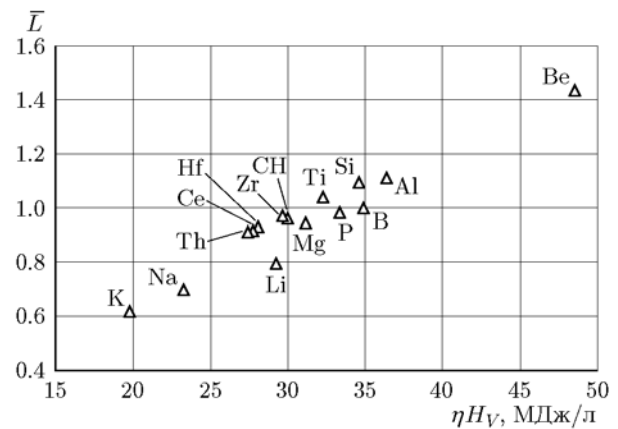


Рис. 9. Зависимость относительной дальности полета от эффективной теплоты сгорания топлива

дальность полета ЛА представляет собой сложную задачу и требует отдельных исследований.

Анализ проведенных расчетов позволяет заключить, что наибольший удельный импульс имеют топлива с меньшей молекулярной массой горючего и большей массовой теплотой сгорания (см. табл. 2). В частности, Li и

СН, несмотря на относительно низкие значения  $\eta H_V$ , по удельному импульсу превосходят остальные топлива, за исключением топлива с Ве. Относительно небольшая дальность полета ЛА с топливами на данных веществах обусловлена их низкой плотностью (особенно это касается Li). С другой стороны, Hf, Th, Ce, Zr, обеспечивающие высокую плотность топлива (см. табл. 2), также имеют относительно небольшую дальность полета, что объясняется низким удельным импульсом в связи с пониженной газовой постоянной продуктов сгорания топлив, содержащих данные вещества (см. табл. 2).

Очевидно, оптимальная комбинация удельного импульса и плотности обеспечивает высокий уровень дальности полета ЛА с РПД на топливах с Ве, Al, Si и Ti. Анализ расчетных данных методом наименьших квадратов позволяет получить следующую аппроксимацию:

$$\bar{L}_п = \bar{J}_{уд.эф} \bar{\rho}_т^c,$$

где  $\bar{J}_{уд.эф}$  — эффективный удельный импульс РПД, отнесенный к эффективному удельному импульсу РПД на борсодержащем топливе,  $\bar{\rho}_т$  — относительная плотность топлива по отношению к топливу с бором; показатель степени  $c = 1 \pm 0.05$ . Абсолютная погрешность определения  $\bar{L}_п$  по этой формуле составляет  $\pm 1.5$  %. Здесь уместно упомянуть, что для верхних ступеней ракет-носителей показатель степени в аналогичном соотношении составляет  $c = 0.15 \div 0.3$  [1]. Даже для первых ступеней ракет этот показатель редко превосходит значение 0.6. Таким образом, характерной особенностью ЛА с РПД, в отличие от ЛА с ракетными двигателями, является бóльшая значимость плотности топлива для достижения большей дальности полета ЛА.

## ВЫВОДЫ

Эффективная объемная теплота сгорания  $H_V$  является одной из важных энергетических характеристик топлива, однако не является единственным фактором, определяющим эффективность топлива по дальности полета ЛА с РПД. В частности, заметное влияние оказывают также элементный состав топлива, его стехиометрический коэффициент с воздухом, плотность. Таким образом, формирование или выбор состава топлива для РПД целесообразно проводить в оптимизационной постановке по

критерию дальности полета ЛА путем учета сложного влияния всех энергетических свойств топлива на характеристики ЛА с РПД.

Разработана математическая модель и алгоритм термогазодинамического расчета проточного тракта РПД с учетом зависимости теплофизических параметров потока от температуры и состава продуктов сгорания, а также алгоритм расчета динамики полета и оптимизации параметров РПД. Данная модель и алгоритмы позволили выполнить оценку эффективности горючих компонентов с учетом сложного влияния всех энергетических свойств топлива на характеристики ЛА с РПД.

Перспективными для использования в твердых топливах для ЛА с РПД типа «Метеор» с частичной или полной заменой бора являются Al, Si и Ti. Кроме энергетической эффективности, данные вещества более доступны по стоимости. Красный фосфор, Zr, а также твердые углеводороды типа каучука незначительно уступают бору по критерию дальности полета ЛА с РПД.

Топливо на основе Ве обеспечивает существенный прирост дальности полета ЛА с РПД (более 40 %) по сравнению с борсодержащим топливом. Однако, ввиду чрезвычайно высокой токсичности, использование Ве в настоящее время является практически нереальным.

Для рассмотренного типа ЛА с РПД значимость плотности топлива сопоставима со значимостью эффективного удельного импульса РПД, что отличает РПД от ракетных двигателей.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей: учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 1989.
2. Штехер М. С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей: учеб. пособие для авиационных вузов. — М.: Машиностроение, 1976.
3. Сарнер С. Химия ракетных топлив — М.: Мир, 1969.
4. Лемперт Д. Б., Нечипоренко Г. Н., Манелис Г. Б. Энергетические возможности высокоплотных смесевых твердых ракетных топлив, содержащих цирконий или его гидрид // Физика горения и взрыва. — 2011. — Т. 47, № 1. — С. 52–61.
5. Косточко А. В., Казбан Б. М. Пороха, ракетные твердые топлива и их свойства: учеб. пособие. — М.: Инфра-М, 2014.
6. Gany A., Netzer D. W. Fuel performance evaluation for the solid-fueled ramjet // Int. J.

- TurboJet-Engines. — 1985. — V. 2, N 2. — P. 157–168.
7. **McDonald B., Rice J.** Solid fuel ramjet fuel optimization for maximum thrust to drag ratio and impulse density subject to geometric restraints on missile outer mold line // *Aerospace Sci. Technol.* — 2018. — V. 75. — P. 47–57.
  8. **Александров В. Н., Быцкевич В. М., Верховоломов В. К. и др.** Интегральные прямооточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета). — М.: Академкнига, 2006.
  9. **Дубовкин Н. Ф., Яновский Л. С., Харин А. А., Шевченко И. В., Верховоломов В. К., Суриков Е. В.** Топлива для воздушно-реактивных двигателей. — М.: МАТИ, 2001.
  10. **Бакулин В. Н., Дубовкин Н. Ф., Котова В. Н. и др.** Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей. — М.: Физматлит, 2009.
  11. **Mitsuno M., Kuwahara T., Kosaka K., Kubota N.** Combustion of metallized propellants for ducted rockets // *AIAA/SAE/ASME/ASEE 23rd Joint Propulsion Conf.* June. — San Diego, California, 1987.
  12. **Athawale B. K., Asthana S. N., Singh H.** Metallised fuel-rich propellants for solid rocket ramjet — A review // *Defence Sci. J.* — 1994. — V. 44, N 4. — P. 269–278.
  13. **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.
  14. **Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов. — Изд. 2-е, перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1973.
  15. **Kalpakli B., Acar E. B., Ulas A.** Improved combustion model of boron particles for ducted rocket combustion chambers // *Combust. Flame.* — 2017. — V. 179. — P. 267–279.
  16. **Yeh C. L., Kuo K. K.** Ignition and combustion of boron particles // *Prog. Energy Combust. Sci.* — 1996. — V. 22, N 6. — P. 511–541.
  17. **Gany A., Timnat Y. M.** Advantages and drawbacks of boron-fueled propulsion // *Acta Astronaut.* — 1993. — V. 29, N 3. — P. 181–187.
  18. **Sandall E. T., Kalman J., Quigley J. N., Munroa S., Hedman T. D.** A study of solid ramjet fuel containing boron–magnesium mixtures // *Propul. Power Res.* — 2017. — V. 6, N 2. — P. 243–252.
  19. **Hedman T. D., Demko A. R., Kalman J.** Enhanced ignition of milled boron-polytetrafluoroethylene mixtures // *Combust. Flame.* — 2018. — V. 198. — P. 112–119.
  20. **Chen B., Xia Z., Huang L., Ma L.** Characteristics of the combustion chamber of a boron-based solid propellant ducted rocket with a chin-type inlet // *Aerospace Sci. Technol.* — 2018. — V. 82–83. — P. 210–219.
  21. **Mitani T., Izumikawa M.** Combustion efficiencies of aluminum and boron in solid propellants // *J. Spacecraft and Rockets.* — 1991. — V. 28, N 1. — P. 79–84.
  22. **Vigot C., Cochet A., Guin C.** Combustion behavior of boron-based solid propellants in a ducted rocket // *Int. J. Energ. Mater. Chem. Propul.* — 1991. — V. 2. — P. 386–401.
  23. **Beckstead M. W.** A summary of aluminum combustion // *Internal Aerodynamics in Solid Rocket Propulsion: Conf. Paper.* — 2002.
  24. **Chao Li, Chunbo Hu, Xin Xin, Yue Li, Haijun Sun.** Experimental study on the operation characteristics of aluminum powder fueled ramjet // *Acta Astronaut.* — 2016. — V. 129. — P. 74–81.
  25. **Клячко Л. А.** Горение неподвижной частицы легкокипящего металла // *Физика горения и взрыва.* — 1969. — Т. 5, № 3. — С 404–413.
  26. **Sosounov V. A.** Research and development of ramjets/ramrockets. Part 1. Integral solid propellant ramrockets // *Research and Development of Ram/Scramjets and Turboramjets in Russia.* — Loughton, 1994. — P. 10–12. — (AGARD Lect. Ser.; AGARD-LS-194 Dec. 1993).
  27. **Разносчиков В. В.** Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках // *Полет: авиация, ракет. техника, космонавтика.* — 2008. — № 4. — С. 28–32.
  28. **Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С.** Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах // *Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент.* — 2001. — Т. 6, № 2(12). — С. 1–21.
  29. **Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С.** Методология проектирования малообъемных прямооточных двигателей с регулируемым расходом и составом твердых топлив // *Вестн. Рос. академии космонавтики им. К. Э. Циолковского.* — 1999. — Вып. 4. — С. 86–91.
  30. **Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Рейдель А. Л. и др.** Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967.
  31. **Сорокин В. А., Яновский Л. С., Ягодников Д. А. и др.** Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учеб. пособие. — М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016.
  32. **Зуев В. С., Макарон В. С.** Теория прямооточных и ракетно-прямоточных двигателей. — М.: Машиностроение, 1971.
  33. **Курзинер Р. И.** Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. — М.: Машиностроение, 1977.

34. **Обносов Б. В., Сорокин В. А., Яновский Л. С. и др.** Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. — 2-е изд. — М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012.
35. **Трусов Б. Г.** Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». — Алматы, Казахстан, 2005. — С. 52–57.
36. **Абугов Д. И., Бобылев В. М.** Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1987.

*Поступила в редакцию 23.10.2018.*

*После доработки 03.12.2018.*

*Принята к публикации 26.12.2018.*

---