

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ТВЕРДЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ ДИСПЕРГАТОРОВ ДЛЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© Л. С. Яновский^{1,3}, Д. Б. Лемперт^{2*}, В. В. Разносчиков^{1,2}, И. С. Аверьков^{1,2}

¹ Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, Москва

² Институт проблем химической физики РАН, г. Черноголовка Московской обл.

³ Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова

* E-mail: Lempert@icp.ac.ru

Поступила в Редакцию 25 декабря 2018 г.

После доработки 25 декабря 2018 г.

Принята к публикации 25 декабря 2018 г.

Рассмотрена возможность замены широко используемого в настоящее время перхлората аммония в качестве окислителя (диспергатора) в составе твердых борсодержащих топлив для летательных аппаратов с ракетно-прямоточным двигателем на диспергаторы с пониженным содержанием азота и кислорода, обладающие высокой энтальпией образования (более 2 МДж·кг⁻¹) и способные газифицировать твердое топливо. Проведена оценка эффективности топлив с высокоэнтальпийными диспергаторами в оптимизационной постановке по критерию дальности полета летательного аппарата с учетом полноты сгорания топлива в камере дожигания. Ряд наиболее эффективных диспергаторов рекомендован для дальнейшего изучения.

Ключевые слова: *твердое топливо, ракетно-прямоточный двигатель, диспергатор, высокоэнтальпийное азотсодержащее соединение, системный анализ, дальность полета, летно-технические характеристики.*

DOI: 10.1134/S0044461819030071

Перспективным направлением развития ракетного вооружения с внутритмосферной зоной эксплуатации является создание летательных аппаратов с ракетно-прямоточным двигателем (РПД) на твердых топливах, использующих заборный воздух в качестве основного окислителя. Твердые топлива для РПД превосходят жидкие топлива по эксплуатационным показателям и в ряде случаев по летно-техническим характеристикам. Недостатком твердых топлив для РПД является необходимость включения в их состав окислителя для обеспечения газификации твердого топлива в газогенераторе и подачи (выноса) продуктов газификации в камеру дожигания РПД. Любой практически применяемый окислитель в составе твердого топлива для РПД, как известно, снижает его массовую теплоту сгорания и тем самым удельный импульс РПД. В настоящее время в качестве окислителя в твердых топливах для РПД используется перхлорат аммония (NH₄ClO₄, энтальпия образова-

ния –2516.7 кДж·кг⁻¹, плотность 1950 кг·м⁻³) [1, 2], существенно снижающий теплоту сгорания твердого топлива.

В настоящей работе исследован вопрос о возможности замены NH₄ClO₄ на высокоэнтальпийные соединения, содержащие минимальное или даже нулевое количество окислительных (Cl, O) и инертных элементов (N). Такие вещества по существу являются горючими и обладают собственной теплотой сгорания в воздухе, существенно более высокой, чем теплота сгорания NH₄ClO₄. За счет высокой энтальпии образования при наличии теплового импульса они способны к быстрым химическим превращениям с выделением газов даже в отсутствие окислителя, достигая в адиабатических условиях высоких температур (T_{ГГ}). Таким образом, они могут служить диспергаторами для других компонентов твердого топлива, обеспечивая газификацию и вынос их из газогенератора.

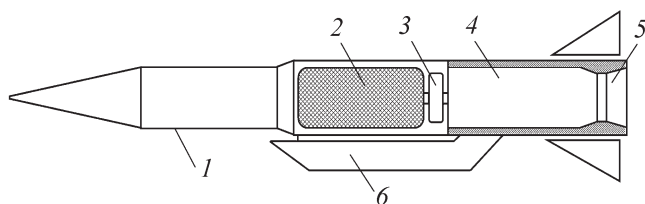


Рис. 1. Схема летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем.

1 — носовой отсек, 2 — твердотопливный газогенератор, 3 — регулятор расхода топлива, 4 — камера дожигания, 5 — реактивное сопло, 6 — воздухозаборное устройство.

Оценка эффективности твердых топлив с новыми диспергаторами производится по критерию дальности полета летательных аппаратов с РПД. Рассматривается горизонтальный прямолинейный полет летательных аппаратов с аэродинамической конфигурацией, подобной ракете Метеор [3–5], в интервале высот 5–12 км и чисел Маха полета 2–3.5. Схема силовой установки в составе летательного аппарата представлена на рис. 1.

Для данной аэродинамической конфигурации использованы аэродинамические характеристики летательных аппаратов, дроссельные характеристики воздухозаборного устройства, полученные в результате численных расчетов, выполненных в ЦИАМ В. А. Степановым. Основные характеристики летательных аппаратов соответствуют данным ракеты Метеор [3–5].

В работе рассмотрено 49 образцов твердых топлив, содержащих три компонента: горючее — бор, горючее-связующее и диспергатор. В качестве связующего выбран изопреновый каучук (брутто-формула C_5H_8 , плотность $920 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$, энтальпия образования $-922 \text{ кДж}\cdot\text{кг}^{-1}$). Свободный бор имеет плотность $2340 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$ и нулевую энтальпию образования. В качестве диспергатора выбирается по одному представителю из широкого набора веществ: NH_4ClO_4 (базовый окислитель — диспергатор), октоген, органические соединения с положительной энтальпией образования, соединения на основе различных N-гетероциклов. Свойства выбранных диспергаторов представлены в табл. 1, а их структуры — в табл. 2.

Для каждого топлива выполняется расчет по формированию оптимального состава топлива и оптимальной проточной части двигателя с учетом характеристик летательных аппаратов и траектории полета. Критерием оптимизации является максимально возможная дальность полета S . В рамках рассматриваемого летательного аппарата масса его сухой конструкции, объем топлива, геометрические параметры газогенератора и камеры дожигания принимаются неизменными для всех топлив. Таким образом, масса

топлива на борту летательного аппарата определяется только его плотностью. В качестве варьируемых переменных выбраны:

- площадь входа воздухозаборного устройства,
- площадь критического сечения сопла,
- массовые доли компонентов твердого топлива.

В качестве ограничивающих параметров рассматриваются массовая доля связки и равновесная адиабатическая температура в газогенераторе ($T_{ГГ}$). При этом массовая доля связки должна быть не менее 0.3 (как у существующих топлив [3]) для обеспечения удовлетворительных физико-механических характеристик топлива, $T_{ГГ}$ — составлять не менее 2000 К, что для борсодержащих топлив является необходимым для обеспечения приемлемого уровня полноты сгорания бора в воздушном потоке [2, 6–8].

Расчет дальности полета осуществляется путем численного интегрирования уравнений динамики полета [9]. Расход топлива в каждой точке траектории выбирается из условия обеспечения постоянной скорости полета.

Методика расчета и разработанный программный комплекс. В настоящее время не существует обобщенного энергетического критерия эффективности топлив для достижения максимальной дальности полета летательных аппаратов. Оценка эффективности топлив с разным элементным составом по значениям массовой теплоты сгорания и плотности [10] или по значениям объемной теплоты сгорания H_v [11] является весьма грубой и может приводить к неверным выводам по дальности полета летательных аппаратов.

В данной работе оценка эффективности новых топлив проводилась с помощью программного комплекса, в основе которого положена концепция анализа системы летательный аппарат–двигатель–топливо [12]. Комплекс был усовершенствован авторами настоящей работы для возможности системного анализа применительно к летательному аппарату ракетной компоновки с РПД на твердых топливах. В частности, в комплексе реализованы инженерные методи-

ки термогазодинамического расчета РПД, расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик РПД, динамики полета летательных аппаратов с РПД, объемно-массовой компоновки летательных аппаратов с РПД [1, 3–5, 9, 13–17].

Методики термогазодинамических расчетов были усовершенствованы для учета зависимости теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания от температуры. Это достигнуто за счет интеграции в программный комплекс расчетного модуля Terra [18] и его обширной базы данных по термодинамическим свойствам индивидуальных веществ. Модуль Terra позволяет определять химически равновесный состав сложных гетерогенных систем в любом сечении двигателя.

Программный комплекс дополнен возможностью оптимизационных исследований с распараллеливанием вычислений на многоядерных вычислительных системах. Это достигнуто за счет реорганизации структур данных в классы, описывающие объект исследования и допускающие возможность масштабирования, а также использования технологии OpenMP в рамках языка программирования Fortran 2008. Оптимизация является однокритериальной с возможностью наложения до 10 ограничений по различным параметрам. Вектор варьируемых переменных может включать до 15 переменных, среди которых могут быть выбраны двигательные, топливные, траекторные параметры и др. Совместная оптимизация двигательных, топливных и траекторных параметров обеспечивает комплексную оптимизацию системы летательный аппарат–двигатель–топливо.

$$S(T, p) = \sum_{\text{к. фаза}} [\dot{n}_j S_{\mu j}^0(T)] + \sum_{\text{газовая фаза}} \left\{ \dot{n}_j \left[S_{\mu j}^0(T) - R_{\mu} \ln \left(\frac{p_j}{p_0} \right) \right] \right\}, \quad (7)$$

где \dot{n}_j — мольный расход j -того вещества (моль·с); S_{μ}^0 — стандартная энтропия (Дж·моль⁻¹·К⁻¹) при давлении в 1 физ. атм; R_{μ} — универсальная газовая постоянная, равная 8.314 Дж·моль⁻¹·К⁻¹; $p_0 = 101\,325$ Па; p_j — парциальное давление j -того вещества (Па).

Влияние конденсированной фазы (к-фазы) на свойства продуктов сгорания 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 [19]:

$$c_p = (1 - z)c_{p,g} + zc_{p,\text{cond}}, \quad (8)$$

$$c_v = (1 - z)c_{v,g} + zc_{v,\text{cond}}, \quad (9)$$

$$R = R_g(1 - z), \quad (10)$$

Параметры потока в любом сечении проточного тракта определяются путем решения системы уравнений

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

$$P_{i+1}^* = \sigma_i P_i^*, \quad (2)$$

$$S(T_i^*, P_i^*) = S(T_i, P_i), \quad (3)$$

$$G_{i+1} = \rho_{i+1} V_{i+1} A_{i+1} = G_i = \rho_i V_i A_i, \quad (4)$$

$$\rho_i = \frac{P_i}{R_i T_i}, \quad (5)$$

где i — номер сечения проточной части двигателя; ρ — плотность среды; p — давление среды; A — площадь проходного сечения; T — температура среды; V — скорость потока; σ_i — коэффициент потерь полного давления на i -том участке; ΔQ_i — количество тепла, отводимое на i -том участке; S — энтропия; R — газовая постоянная; G — массовый расход потока; I — полная энтальпия продуктов сгорания, определяемая по соотношению

$$I(T) = \sum_j g_j [\Delta_f H_{j,298} + H_j(T) - H_j(298)], \quad (6)$$

g_j — массовые доли компонентов; $\Delta_f H_{298}$ — стандартная энтальпия образования; $H(T) = \int_0^T c_p dT$ — термодинамическая энтальпия, отсчитываемая от 0 К; c_p — изобарная теплоемкость.

Связь заторможенных параметров со статическими определяется уравнением изоэнтропии (3). Энтропия смеси определяется с учетом состава смеси:

где $c_{p,g}$ и $c_{v,g}$ — соответственно изобарная и изохорная теплоемкости газовой фазы, $c_{p,\text{cond}}$ и $c_{v,\text{cond}}$ — к-фазы; R_g — газовая постоянная для газовой части продуктов сгорания.

Очевидно, чем больше к-фазы в продуктах сгорания, тем меньше будет газовая постоянная продуктов сгорания.

Учет полноты сгорания в термодинамическом расчете производится посредством коррекции полной энтальпии продуктов сгорания [1]:

$$I = \frac{I_T - (1 - \eta)H_u + \alpha_k L_0 I_B}{1 + \alpha L_0}, \quad (11)$$

где I — полная энтальпия продуктов сгорания, определяемая по соотношению (6); α_k — коэффициент

избытка воздуха; L_0 — стехиометрическое соотношение с воздухом; I_T, I_B — полные энтальпии топлива и воздуха ($\text{кДж} \cdot \text{кг}^{-1}$).

$$I_T(T_T) = \Delta_f H_{298,T} + H(T_T) - H(298) \approx \Delta_f H_{298,T} + c_{p,T}(298) (T_T - 298.15), \quad (12)$$

где $T_T, c_{p,T}$ — температура (К) и теплоемкость ($\text{Дж} \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{К}^{-1}$) топлива.

Полная энтальпия воздуха определяется следующим образом:

$$I_B(T_B) = \sum_j g_j [\Delta_f H_{j,298} + H_j(T_B) - H_j(298)], \quad (13)$$

где T_B — температура воздуха, g_j — массовые доли веществ в воздухе.

Полнота сгорания топлив, рассмотренных в работе, оценивалась по соотношению

$$\eta = \frac{\sum_{k=1}^3 (\eta_k g_k H_{U,k})}{\sum_{k=1}^3 (g_k H_{U,k})}, \quad (14)$$

где $g_k, H_{U,k}$ и η_k — соответственно массовая доля, массовая теплота сгорания и полнота сгорания k -того компонента топлива.

Расчет плотности трехкомпонентного топлива производится по формуле идеального смешения:

$$\rho_T = 1 / \sum_k \left(\frac{g_k}{\rho_k} \right), \quad (15)$$

Полная энтальпия топлива определяется по соотношению

где g_k, ρ_k — массовая доля и плотность k -того компонента топлива.

Значения величин ρ_k приведены в табл. 1.

Модель динамики полета построена на численном интегрировании дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс летательного аппарата в скоростной системе координат [1, 4, 9]. Расчетная схема сил, приложенных к центру масс летательного аппарата, представлена на рис. 2.

Таким образом, используемый программный комплекс позволяет учесть эффекты, связанные с влиянием элементного состава топлива на удельный импульс РПД и на оптимальный коэффициент избытка воздуха в камеру дожигания РПД, а также с влиянием плотности топлива на угол атаки летательного аппарата и на оптимальные значения площадей воздухозаборного устройства и критического сечения реактивного сопла.

Оценка полноты сгорания компонентов твердого топлива в РПД. Большое количество экспериментальных данных по рабочим процессам в камерах сгорания РПД представлено в [3, 20]. На основе анализа обширных экспериментальных данных при работе

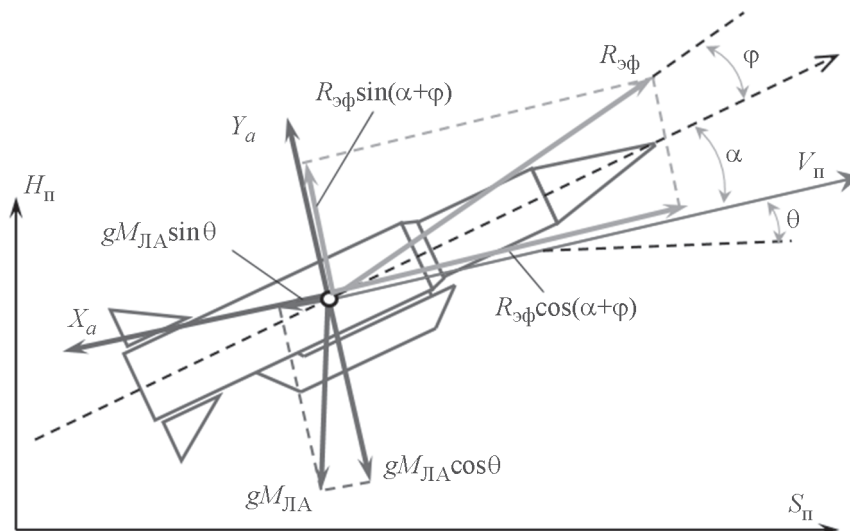


Рис. 2. Схема сил, приложенных к центру масс летательного аппарата в скоростной системе координат.

$H_{\text{п}}$ — высота полета; $S_{\text{п}}$ — дальность полета; $V_{\text{п}}$ — вектор скорости; θ — траекторный угол; α — угол атаки; φ — угол отклонения вектора тяги от строительной оси летательного аппарата; $M_{\text{ЛА}}$ — масса летательного аппарата; g — ускорение свободного падения; $R_{\text{эф}}$ — эффективная тяга; X_a, Y_a — сила лобового сопротивления и подъемная сила летательного аппарата соответственно.

модельных и натуральных РПД, где в качестве горючих веществ использовались Al, Mg и углеводородные соединения (C_nH_m), была установлена обобщенная зависимость полноты сгорания от коэффициента избытка воздуха и других параметров рабочего процесса в камере дожигания РПД [3, 20].

Приведенная длина камеры дожигания $\bar{x}_{пр}$ (рис. 2) определяется по соотношению [20]

$$\bar{x}_{пр} = \frac{L_{КД}}{D_{КД}} \sqrt{\frac{N}{1 - (d_{цт} / D_{КД})^2}}, \quad (16)$$

где $L_{КД}$, $D_{КД}$ — длина и диаметр камеры дожигания; $d_{цт}$ — диаметр центрального тела в КД (в нашем случае он равен нулю); N — количество сопел газогенератора.

Отношение $L_{КД}/D_{КД}$ РПД обычно не превышает 5. Количество сопел газогенератора составляет обычно 6. Расчеты по формуле (16) для данных условий показывают, что полнота сгорания указанных топлив в камере дожигания находится на уровне 0.95.

Таким образом, для горючего-связующего твердого топлива РПД, которым является углеводородное соединение C_nH_m , полнота сгорания принимается равной 0.95. Диспергаторы и окислители с общим элементным составом типа C–H–N–O–Cl должны иметь полноту сгорания в воздушном потоке не меньше, чем при горении индивидуального твердого углеводорода. В настоящей работе полнота сгорания диспергаторов и NH_4ClO_4 принята равной 0.95 по аналогии с горючим-связующим.

В работе [6] отмечаются большие проблемы по горению бора в условиях РПД, в частности, говорится от том, что высокая температура плавления и испарения бора (2450 и 3931 К соответственно) препятствует достижению высокой полноты сгорания. Кроме того, на поверхности частицы бора формируется пленка из B_2O_3 , что также снижает эффективность горения бора.

В [2] отмечается, что сгорание частиц бора происходит медленнее других металлических частиц, таких как Al, Mg и др. Это также объясняется более высокой температурой испарения бора, вследствие чего реакция окисления протекает исключительно на поверхности частицы при отсутствии реакций в газовой фазе.

В работе [7] представлены экспериментальные данные по эффективности сжигания борсодержащего топлива, имеющего состав: 30% В + 40% NH_4ClO_4 + 30% углеводородное горючее-связующее, полнота сгорания борсодержащего топлива находится на уровне 0.6–0.8 в зависимости от длины камеры сгорания. В летательном аппарате типа Метеор длина

камеры дожигания не более 5 калибров (калибр — наружный диаметр камеры дожигания). В этих условиях, по данным [7], полнота сгорания борсодержащего топлива с указанным выше составом не будет превышать $\eta = 0.7$. Учитывая, что полнота сгорания NH_4ClO_4 и горючего-связующего равна 0.95, по формуле (14) получаем полноту сгорания чистого бора примерно 0.5.

В работе [8] развита математическая модель горения частиц бора и проведены расчеты для широкого диапазона длин камер сгорания РПД. Для РПД летательного аппарата типа Метеор полнота сгорания бора также оказывается на уровне 0.5.

Таким образом, полнота сгорания чистого бора принимается равной 0.5, а полнота сгорания горючего-связующего и диспергаторов — 0.95. Полнота сгорания всего топлива будет определяться по формуле (14).

Характеристики диспергаторов. В табл. 1 представлены характеристики изученных в настоящей работе диспергаторов, входящих в состав твердого топлива (бор + горючее-связующее + диспергатор).

Структуры диспергаторов представлены в табл. 2.

Большинство из приведенных в табл. 1 и 2 диспергаторов в индивидуальном виде являются взрывчатыми веществами с разной степенью чувствительности к механическим воздействиям. Однако, будучи растворенными или даже диспергированными в горючем-связующем, они могут стать вполне пригодными для практического применения.

Изучаемые диспергаторы в отличие от NH_4ClO_4 обладают положительным значением стехиометрического коэффициента с воздухом, что характеризует их горючими. Кроме того, они обладают относительно большими значениями собственной теплоты сгорания в кислороде (табл. 1, рис. 3).

Как видно из рис. 3, наибольшим значением объемной теплоты сгорания в кислороде H_v обладает диспергатор LP-18. Однако необходимое количество диспергатора в топливе будет зависеть от его способности газифицировать горючее-связующее, выносить металлическое горючее из газогенератора и реализовать высокую температуру в нем ($T_{ГТ}$).

Обсуждение результатов

В результате проведенных расчетов для каждой из топливных композиций сформированы оптимальные сечения проточной части РПД и оптимальный состав топлива, обеспечивающие максимальную дальность полета. Основные результаты расчетов приведены в табл. 3.

Таблица 1
Основные данные по диспергаторам*

Название	Условное обозначение	Брутто-формула	ρ , кг·м ⁻³ [21]	ΔH°_f , кДж·кг ⁻¹ [21]	H_v , МДж·л ⁻¹	L_0
1,4-Диазидофталазин	Lp-18	C ₈ H ₄ N ₈	1540	3285.0	31.438	5.865
1,4,5-Триазидофталазин	Lp-17	C ₈ H ₃ N ₁₁	1590	3930.0	28.312	4.779
7Н-Трис([1,2,5]оксадиазоло)[3,4-b:3',4'-d:3'',4''-f]-азепин-7-амин	Lp-40	C ₆ H ₂ N ₈ O ₃	1960	3080.8	27.838	2.953
7Н-Трис([1,2,5]оксадиазоло)[3,4-b:3',4'-d:3'',4''-f]-азепин	Lp-41	C ₆ HN ₇ O ₃	1960	2736.5	27.574	2.998
3,4,5-Триазидопиридин-2,6-дикарбонитрил	Lp-5	C ₇ N ₁₂	1629	5651.0	27.012	3.839
4Н,8Н-Бис(фуразано)-(3,4-b:3',4'-e)пиазин	Lp-32	C ₄ H ₂ N ₆ O ₂	2000	2353.0	26.581	2.914
2,4,6-Триазидопиридин	Lp-4	C ₅ H ₂ N ₁₀	1626	5392.0	26.551	3.762
7Н-Трис([1,2,5]оксадиазоло)[3,4-b:3',4'-d:3'',4''-f]-азепин-7-амин-1-оксид	Lp-43	C ₆ H ₂ N ₈ O ₄	1970	2805.3	26.034	2.488
Оксепино[2,3-с:4,5-с':6,7-с'']трис([1,2,5]оксадиазол)	Lp-45	C ₆ N ₆ O ₄	1960	2302.1	25.544	2.513
Циклодекатетрафуразанотетраазадиен	Lp-24	C ₈ N ₁₂ O ₄	1800	4581.0	25.520	2.528
7Н-Трис([1,2,5]оксадиазоло)[3,4-b:3',4'-d:3'',4''-f]-азепин-1-оксид	Lp-42	C ₆ HN ₇ O ₄	1970	2287.8	25.310	2.499
Оксепино[2,3-с:4,5-с':6,7-с'']трис([1,2,5]оксадиазол)-1-оксид	Lp-44	C ₆ N ₆ O ₅	1960	2805.3	25.103	2.050
Циклооктадекагексафуразаногексаазатриен	Lp-27	C ₁₂ N ₁₈ O ₆	1770	4376.0	24.732	2.528
2,4,6-Триазидопиридин-3,5-дикарбонитрил	Lp-7	C ₇ N ₁₂	1512	5168.0	24.342	3.839
Дицианоазофуразан	Lp-23	C ₆ N ₈ O ₂	1580	4320.0	24.095	3.199
1,4,5,6-Тетразидофталазин	Lp-14	C ₈ H ₂ N ₁₄	1510	4398.0	24.051	3.995
3,3'-Азобис(6-амино-1,2,4,5-тетразин)	Lp-21	C ₄ H ₄ N ₁₂	1810	3915.0	24.014	3.140
3,4,5,6-Тетразидопиридин-2-карбонитрил	Lp-6	C ₆ N ₁₄	1650	5590.0	23.760	3.094
2,3,5,6-Тетразидопиридин-4-карбонитрил	Lp-8	C ₆ N ₁₄	1654	5470.0	23.619	3.094
3,6-Дигидразино-1,2,4,5-тетразин	Lp-22	C ₂ H ₆ N ₈	1620	3770.0	23.360	3.405
2,4,6-Триазидопиримидин	Lp-3	C ₄ HN ₁₁	1671	5612.0	23.329	2.893
Циклогексадекатетрафуразанооктаазатетраен	Lp-26	C ₈ N ₁₆ O ₄	1800	4540.0	22.926	2.159
1,4,5-Тетразидо-8-нитрофталазин	Lp-16	C ₈ H ₂ N ₁₂ O ₂	1560	3260.0	22.830	3.478
1,4,5,6-Тетразидо-8-нитрофталазин	Lp-13	C ₈ HN ₁₅ O ₂	1670	3753.0	22.370	2.956
Бензотриффуразан	Lp-38	C ₆ N ₆ O ₆	1902	2390.0	22.362	1.645
5-(4-Азидо-1,2,5-оксадиазоле-3-ил)-1Н-(1,2,3)-триазоло-(4,5-с)(1,2,5)-оксадиазол	Lp-30	C ₄ N ₁₀ O ₂	1810	5161.0	22.289	1.885
Циклотетраоксагексафуразанодеказагексаен	Lp-28	C ₁₂ N ₂₄ O ₆	1740	4573.0	22.219	2.159

Таблица 1 (продолжение)

Название	Условное обозначение	Брутто-формула	ρ , кг·м ⁻³ [21]	ΔH_f° , кДж·кг ⁻¹ [21]	H_v , МДж·л ⁻¹	L_0
1,4,5,6,8-Пентазидофталазин	Lp-12	C ₈ HN ₁₇	1520	4737.0	22.032	3.403
Циклодотриаконтаоктафуразаногексадеказа-октаен	Lp-25	C ₁₆ N ₃₂ O ₈	1700	4573.0	21.709	2.159
DAzFF	DAzFF	C ₆ N ₁₂ O ₄	1743	4291.1	21.014	1.819
AzNTF	AzNTF	C ₆ N ₁₀ O ₅	1848	3279.4	20.999	1.657
2,4,6-Триазидо-1,3,5-триазин	Lp-2	C ₃ N ₁₂	1736	6276.0	20.940	2.032
1,4,5,7-Тетразидо-8-нитрофталазин	Lp-15	C ₈ HN ₁₅ O ₂	1560	3753.0	20.897	2.956
N,N'-Бис(4,6-диазидо-1,3,5-триазин-2-ил)амин	Lp-11	C ₆ HN ₁₉	1710	4422.0	20.080	2.548
1N,2N-Бис(4,6-диазидо-1,3,5-триазин-2-ил)азен	Lp-1	C ₆ N ₂₀	1720	4965.0	20.076	2.356
Битетразол	Lp-33	C ₂ H ₂ N ₈	1740	3850.0	19.670	2.503
1N,2N-Бис(4,6-диазидо-1,3,5-триазин-2-ил)гидразин	Lp-9	C ₆ H ₂ N ₂₀	1650	4511.0	19.574	2.537
2,4,6-Тринитро-1,3,5-триазидобензол	Lp-20	C ₆ N ₁₂ O ₆	1820	3366.0	18.911	1.234
DNTF	DNTF	C ₆ N ₈ O ₇	1840	2236.5	18.787	1.167
Тетразол	Lp-19	CH ₂ N ₄	1500	3370.0	18.668	2.961
3,6-Диазидо-1,2,4,5-тетразин	Lp-1	C ₂ N ₁₀	1720	5717.0	18.086	1.685
DNFF	DNFF	C ₆ N ₈ O ₈	1855	2036.6	17.810	0.886
Этилендинитрамин	Lp-34	C ₂ H ₆ N ₄ O ₄	1750	0.0	17.639	1.382
N,N'-Бис(азидометил-гем-динитроэтил)	Lp-36	C ₈ H ₁₂ N ₁₄ O ₁₂	1720	975.0	17.620	1.393
3,4-Бис(3-нитрофуразан-4-азо)фуразан	Lp-29	C ₆ N ₁₂ O ₇	1710	3397.0	17.274	0.982
Октоген	Октоген	C ₈ H ₁₆ N ₁₆ O ₁₆	1920	295.3	17.048	0.934
Гексанитрогексазаизовюрцитан (CL-20)	CL-20	C ₆ H ₆ N ₁₂ O ₁₂	2040	920.0	16.244	0.473
Дигидразиниевая соль метилендинитрамина	Lp-35	CH ₁₂ N ₈ O ₄	1400	-259.0	12.543	1.382
Перхлорат аммония	ПХА	NH ₄ ClO ₄	1950	-2516.7	3.120	-1.471

* ρ — плотность, ΔH_f° — энтальпия образования, H_v — объемная (термодинамическая) теплота сгорания вещества в кислороде, L_0 — коэффициент стехиометрического соотношения диспергатора с воздухом.

Как видно из данных табл. 3, все оптимизированные рецептуры содержат 30% связки. Это потому, что при оптимизации поставлено условие, что связки не ниже 30%, т. е. если бы поставили иное, более низкое ограничение по содержанию связки, то дальность полета была бы выше в композициях как с органическими диспергаторами, так и с NH₄ClO₄. В настоящей работе при оптимизации мы не варьировали граничное условие по минимальному содержанию связки, так как примерно именно такое содержание связки

гарантирует требуемые физико-химические свойства топливной массы.

Поскольку достигаемая дальность полета является наиважнейшей характеристикой, на рис. 4 приведены в виде диаграммы величины дальности по их росту, чтобы наглядно был виден ряд эффективности диспергаторов.

Как видно из рис. 4, топлива на основе LP-44, LP-40, LP-43, LP-2, LP-41, LP-45, LP-42, LP-21, LP-5, LP-32 и LP-38 обеспечивают прирост дальности летатель-

Таблица 2
Структуры исследуемых диспергаторов [21]

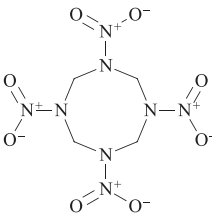
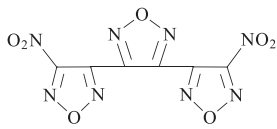
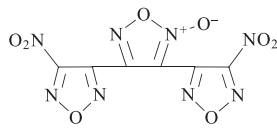
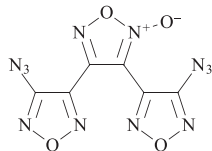
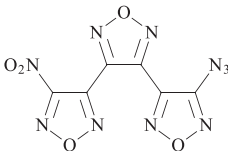
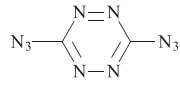
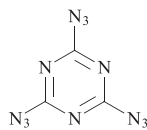
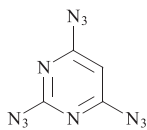
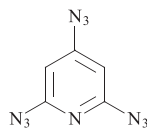
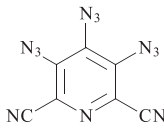
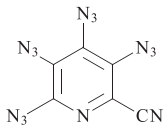
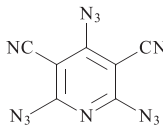
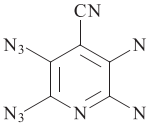
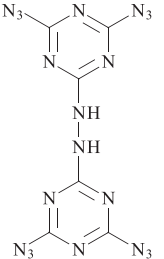
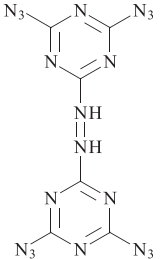
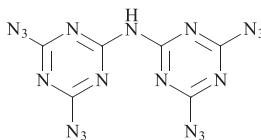
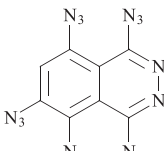
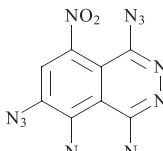
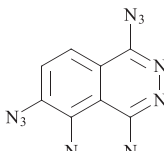
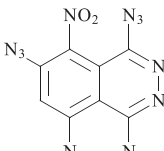
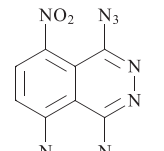
<p>Октоген</p> 	<p>DNTF</p> 	<p>DNFF</p> 
<p>DAzFF</p> 	<p>AzNTF</p> 	<p>LP-1</p> 
<p>LP-2</p> 	<p>LP-3</p> 	<p>LP-4</p> 
<p>LP-5</p> 	<p>LP-6</p> 	<p>LP-7</p> 
<p>LP-8</p> 	<p>LP-9</p> 	<p>LP-10</p> 
<p>LP-11</p> 	<p>LP-12</p> 	<p>LP-13</p> 
<p>LP-14</p> 	<p>LP-15</p> 	<p>LP-16</p> 

Таблица 2 (продолжение)

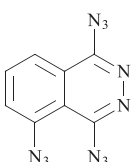
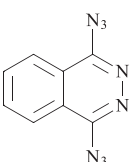
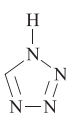
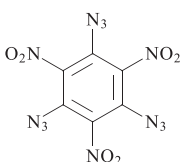
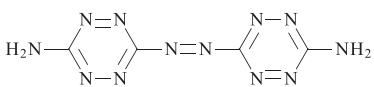
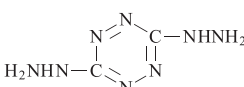
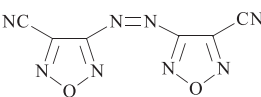
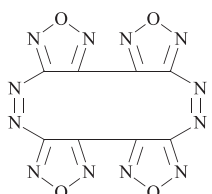
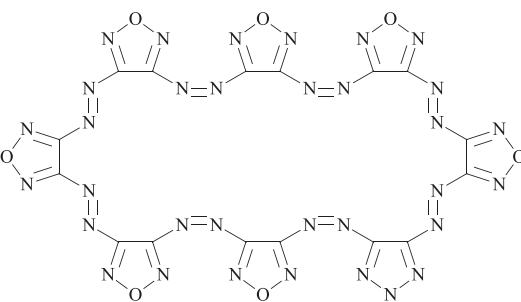
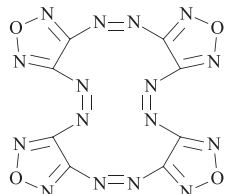
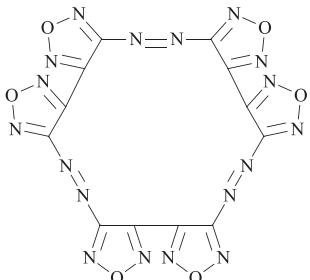
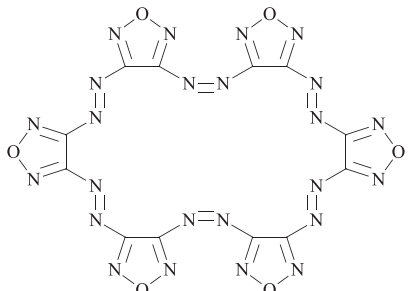
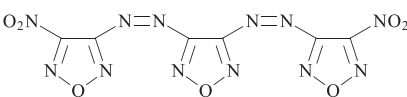
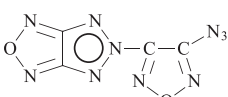
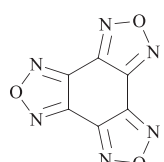
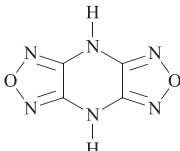
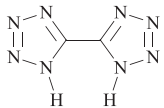
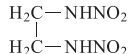
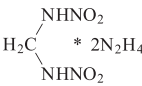
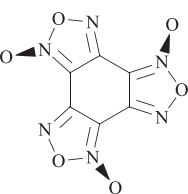
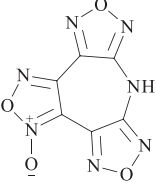
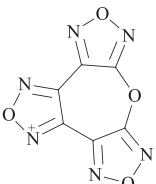
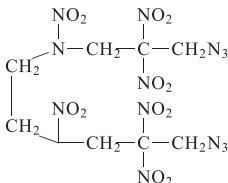
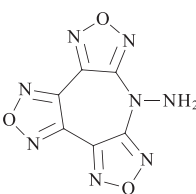
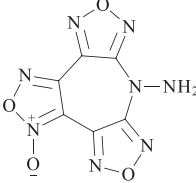
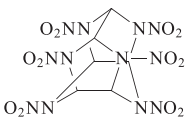
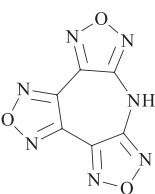
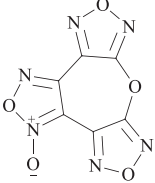
<p>LP-17</p> 	<p>LP-18</p> 	<p>LP-19</p> 
<p>LP-20</p> 	<p>LP-21</p> 	<p>LP-22</p> 
<p>LP-23</p> 	<p>LP-24</p> 	<p>LP-25</p> 
<p>LP-26</p> 	<p>LP-27</p> 	<p>LP-28</p> 
<p>LP-29</p> 	<p>LP-30</p> 	<p>LP-31</p> 
<p>LP-32</p> 	<p>LP-33</p> 	<p>LP-34</p> 

Таблица 2 (продолжение)

<p>LP-35</p>  <p>LP-38</p>  <p>LP-42</p>  <p>LP-45</p> 	<p>LP-36</p>  <p>LP-40</p>  <p>LP-43</p> 	<p>CL-20</p>  <p>LP-41</p>  <p>LP-44</p> 
--	---	---

ного аппарата не менее чем на 15% по сравнению с NH_4ClO_4 . Топлива на основе LP-3, LP-4, LP-24, LP-30, LP-6, LP-1, LP-8, LP-10, LP-27, CL-20, LP-26, а также AzNTF обеспечивают прирост дальности не менее чем на 14%. Используемый в практике октоген позволяет увеличить дальность полета летательного аппарата на 12.6% по сравнению с NH_4ClO_4 . Диспергатор LP-35 обеспечивает минимальный прирост дальности (менее 3%). Остальные диспергаторы позволяют увеличить дальность полета летательного аппарата в пределах 9–12%.

На рис. 5 представлена диаграмма по оптимальному массовому содержанию компонентов, образующих каждое из рассмотренных топлив, для обеспечения максимальной дальности. Как видно из рис. 5, наименьшее количество диспергатора требуется в топливах на основе LP-1, LP-2, LP-10, а наибольшее — в топливах на основе NH_4ClO_4 , LP-18 и LP-35.

Несмотря на разное количество диспергатора, адиабатическая температура в газогенераторе ($T_{\Gamma\Gamma}$) у всех рассмотренных топлив оказывается на уровне 2000 К в соответствии с принятым ограничением в постановке оптимизационного исследования.

Что касается плотности оптимизированных композиций (рис. 6), то она лежит в узком интервале 1.418–1.562 $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$ при средней величине 1.515 $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$. Наибольшая плотность (1562 $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$) оптимизированной рецептуры топлива достигается при использовании наиболее плотного из диспергаторов CL-20 (2040 $\text{кг}\cdot\text{м}^{-3}$), наименьшая — при использовании наименее плотного LP-35.

Наибольший эффективный удельный импульс (1149 с) и полнота сгорания топлива достигаются на топливе с LP-18 (рис. 7, 8). Резко отличается от остальных NH_4ClO_4 ($J_y = 958$ с), у всех остальных величина J_y лежит в достаточно узком интервале

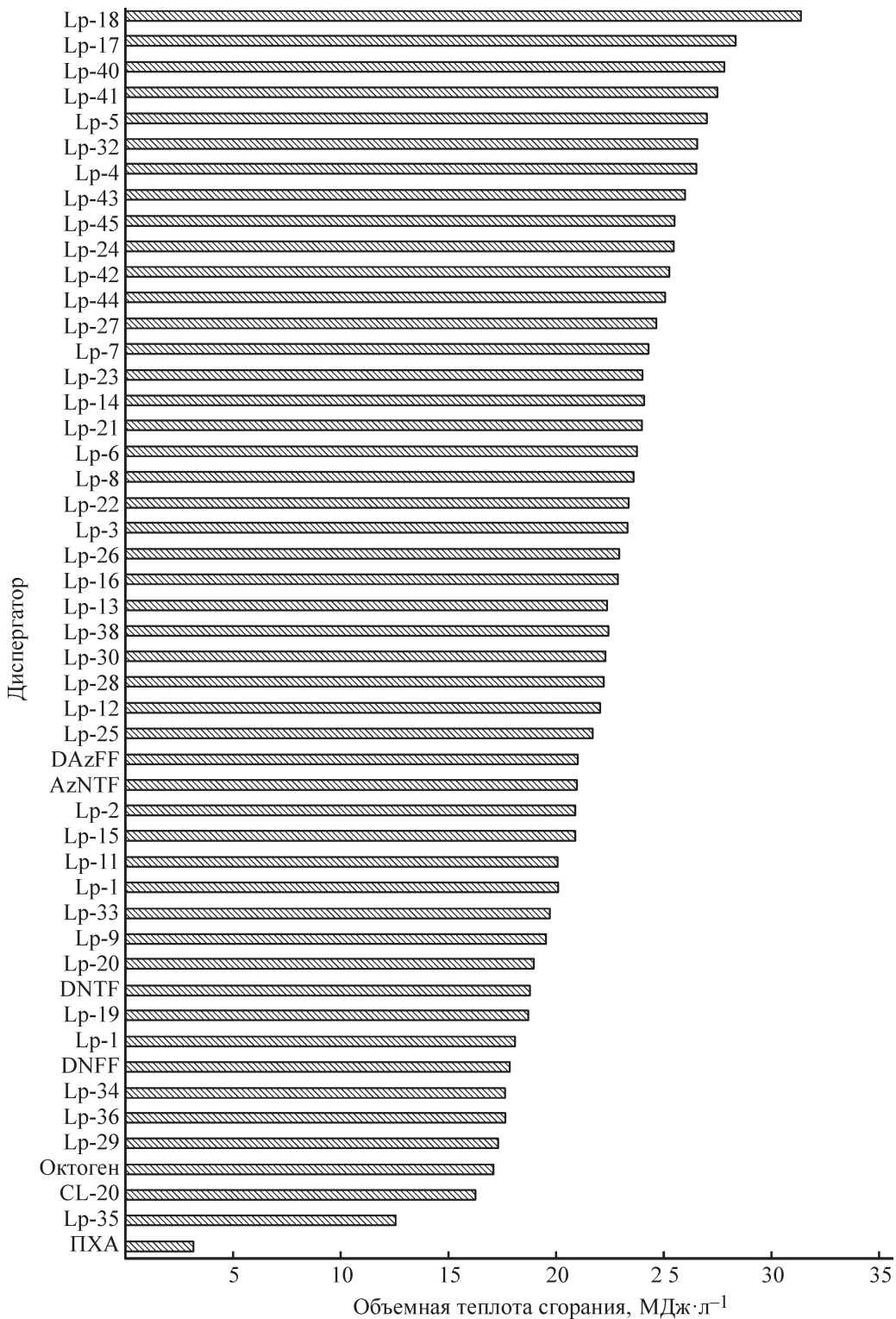


Рис. 3. Объемная теплота сгорания диспергаторов.

1069–1149 с при средней величине 1101 с. Отметим, что LP-18 отличается наиболее высокими величинами L_0 и H_v (табл. 1). Наибольшую полноту сгорания (0.705) имеет топливо с LP-18 (рис. 8), наименьшую (0.645) — топливо с LP-1. Очевидно, что полнота сго-

рания зависит от содержания бора в топливе (рис. 5). Чем больше массовая доля бора в топливе, тем меньше полнота сгорания топлива.

Наибольшей объемной теплотой сгорания $H_v = 72.3$ МДж·л⁻¹ обладает топливо на основе LP-2.

Таблица 3
 Характеристики оптимизированных по величине \bar{S} композиций связка + бор + диспергатор*

Диспергатор	H_v	ηH_v	L_0	ρ , кг·м ⁻³	g_1	g_2	g_3	η	J_y	\bar{S}
	мДж·л ⁻¹									
LP-44	68.88	45.85	9.16	1549	0.241	0.300	0.459	0.666	1100	1.161
LP-40	67.96	45.84	9.24	1546	0.262	0.300	0.438	0.675	1101	1.159
LP-43	68.28	45.76	9.18	1549	0.253	0.300	0.447	0.670	1097	1.157
LP-2	72.31	46.76	9.62	1533	0.179	0.300	0.520	0.647	1108	1.157
LP-41	67.33	45.54	9.21	1544	0.268	0.300	0.432	0.676	1099	1.156
LP-45	67.41	45.31	9.14	1546	0.260	0.300	0.439	0.672	1097	1.154
LP-42	67.40	45.31	9.12	1547	0.262	0.300	0.438	0.672	1094	1.152
LP-21	69.89	46.14	9.55	1531	0.221	0.300	0.478	0.660	1104	1.152
LP-5	69.79	46.28	9.74	1502	0.215	0.300	0.485	0.663	1126	1.152
LP-32	66.99	45.36	9.15	1549	0.273	0.301	0.426	0.677	1091	1.151
LP-38	68.43	45.34	9.09	1542	0.237	0.300	0.463	0.663	1096	1.151
LP-3	70.82	46.34	9.65	1516	0.198	0.301	0.502	0.654	1114	1.151
LP-4	69.80	46.26	9.72	1502	0.216	0.300	0.484	0.663	1124	1.150
LP-24	69.11	45.91	9.36	1527	0.230	0.300	0.470	0.664	1106	1.150
LP-30	70.42	46.12	9.38	1535	0.208	0.300	0.492	0.655	1099	1.149
LP-6	70.36	46.17	9.67	1511	0.202	0.300	0.497	0.656	1115	1.148
LP-1	71.79	46.29	9.56	1531	0.179	0.300	0.520	0.645	1101	1.148
LP-8	70.24	46.10	9.66	1511	0.204	0.301	0.496	0.656	1115	1.148
LP-10	70.54	45.92	9.55	1525	0.197	0.300	0.503	0.651	1102	1.144
LP-27	68.63	45.62	9.34	1521	0.233	0.300	0.467	0.665	1104	1.144
CL-20	68.54	44.91	8.86	1563	0.232	0.300	0.467	0.655	1074	1.143
LP-26	69.27	45.70	9.32	1530	0.223	0.300	0.477	0.660	1097	1.143
AzNTF	68.63	45.26	9.17	1535	0.228	0.300	0.471	0.659	1092	1.141
LP-11	69.76	45.58	9.53	1520	0.206	0.300	0.494	0.653	1100	1.139
DNTF	68.12	44.81	9.05	1534	0.229	0.300	0.471	0.658	1089	1.138
DNFF	68.29	44.80	9.01	1537	0.226	0.300	0.474	0.656	1087	1.138
LP-28	68.88	45.44	9.33	1519	0.222	0.300	0.478	0.660	1098	1.137
LP-33	69.57	45.52	9.48	1523	0.211	0.300	0.489	0.654	1095	1.137
LP-20	68.91	45.15	9.15	1534	0.219	0.300	0.481	0.655	1088	1.136
LP-22	68.71	45.58	9.59	1496	0.225	0.300	0.474	0.663	1113	1.134
DAzFF	68.81	45.28	9.27	1521	0.220	0.300	0.480	0.658	1095	1.134
LP-17	66.16	45.06	9.71	1474	0.263	0.300	0.437	0.681	1128	1.133

Таблица 2 (продолжение)

Диспергатор	H_v	ηH_v	L_0	ρ , кг·м ⁻³	g_1	g_2	g_3	η	J_y	\bar{S}
	МДж·л ⁻¹									
LP-9	69.48	45.39	9.53	1511	0.205	0.300	0.495	0.653	1100	1.133
LP-25	68.57	45.23	9.33	1513	0.222	0.300	0.478	0.660	1098	1.132
LP-7	68.02	45.20	9.71	1476	0.222	0.300	0.478	0.664	1122	1.128
LP-18	62.59	44.13	9.81	1439	0.314	0.300	0.386	0.705	1149	1.127
LP-29	68.52	44.76	9.14	1518	0.213	0.300	0.487	0.653	1090	1.127
Октоген	66.66	44.14	8.80	1541	0.252	0.300	0.448	0.662	1073	1.127
LP-12	67.94	44.91	9.63	1480	0.218	0.300	0.482	0.661	1113	1.122
LP-13	66.81	44.56	9.37	1499	0.242	0.300	0.457	0.667	1097	1.120
LP-14	66.91	44.73	9.66	1470	0.235	0.300	0.465	0.668	1118	1.120
LP-23	66.35	44.51	9.41	1480	0.246	0.300	0.454	0.671	1109	1.118
LP-36	65.52	43.57	8.90	1505	0.253	0.300	0.447	0.665	1081	1.108
LP-34	64.26	43.02	8.78	1506	0.268	0.300	0.431	0.669	1079	1.107
LP-15	65.82	43.89	9.37	1477	0.242	0.300	0.458	0.667	1097	1.104
LP-19	66.92	44.16	9.49	1473	0.224	0.300	0.476	0.660	1099	1.103
LP-16	64.12	43.45	9.34	1464	0.268	0.301	0.432	0.678	1101	1.099
LP-35	59.37	39.79	8.70	1418	0.278	0.300	0.422	0.670	1067	1.031
NH ₄ ClO ₄	57.26	37.89	7.46	1533	0.318	0.300	0.382	0.662	958	1.000

* H_v — объемная теплота сгорания, ηH_v — эффективная объемная теплота сгорания, L_0 — коэффициент стехиометрического соотношения топлива и воздуха, ρ — плотность топлива, g_1 — массовая доля диспергатора, g_2 — массовая доля связующего, g_3 — массовая доля бора, η — полнота сгорания топлива в камере дожигания, J_y — эффективный удельный импульс, \bar{S} — относительная дальность полета, если для состава с NH₄ClO₄ ее принять за единицу.

Данное топливо также имеет максимальное значение эффективной теплоты сгорания, определяемой как произведение полноты сгорания топлива на его объемную теплоту сгорания: $\eta H_v = 46.76$ МДж·л⁻¹ (рис. 9). Разница между H_v и ηH_v определяет нереализованную часть энергии топлива в двигателе летательного аппарата (рис. 9).

Для целенаправленного поиска новых эффективных диспергаторов из очень широкого круга различных высокоэнтальпийных органических соединений следует оценить роль различных характеристик диспергатора в повышении дальности полета летательного аппарата.

Дальность полета летательного аппарата с топливными композициями на базе горючего-связующего, бора и диспергатора зависит от многих параметров диспергатора: от его энтальпии образования, плотности, собственной калорийности, массового соот-

ношения С/Н/О. Это требует большого объема вычислений и математического анализа больших массивов расчетных данных.

В настоящей работе был проведен анализ вклада энтальпии образования и плотности на дальность полета на примере диспергатора LP-18. Плотность этого соединения варьировали в пределах ± 100 кг·м⁻³, энтальпию образования — в пределах ± 100 кДж·кг⁻¹ при том же элементном составе. В результате оптимизации РПД и состава для соответствующих «модификаций» LP-18 показано (рис. 10, 11), что повышение плотности диспергатора на каждые 100 кг·м⁻³ повышает дальность полета (в относительном виде по отношению к составам с NH₄ClO₄) на 2%, а повышение величины $\Delta_f H_{298}$ на каждые 100 кДж·кг⁻¹ — на 1.3%. Эти количественные соотношения относительной «цены» плотности и энтальпии образования должны помочь при поиске других возможных компонентов,

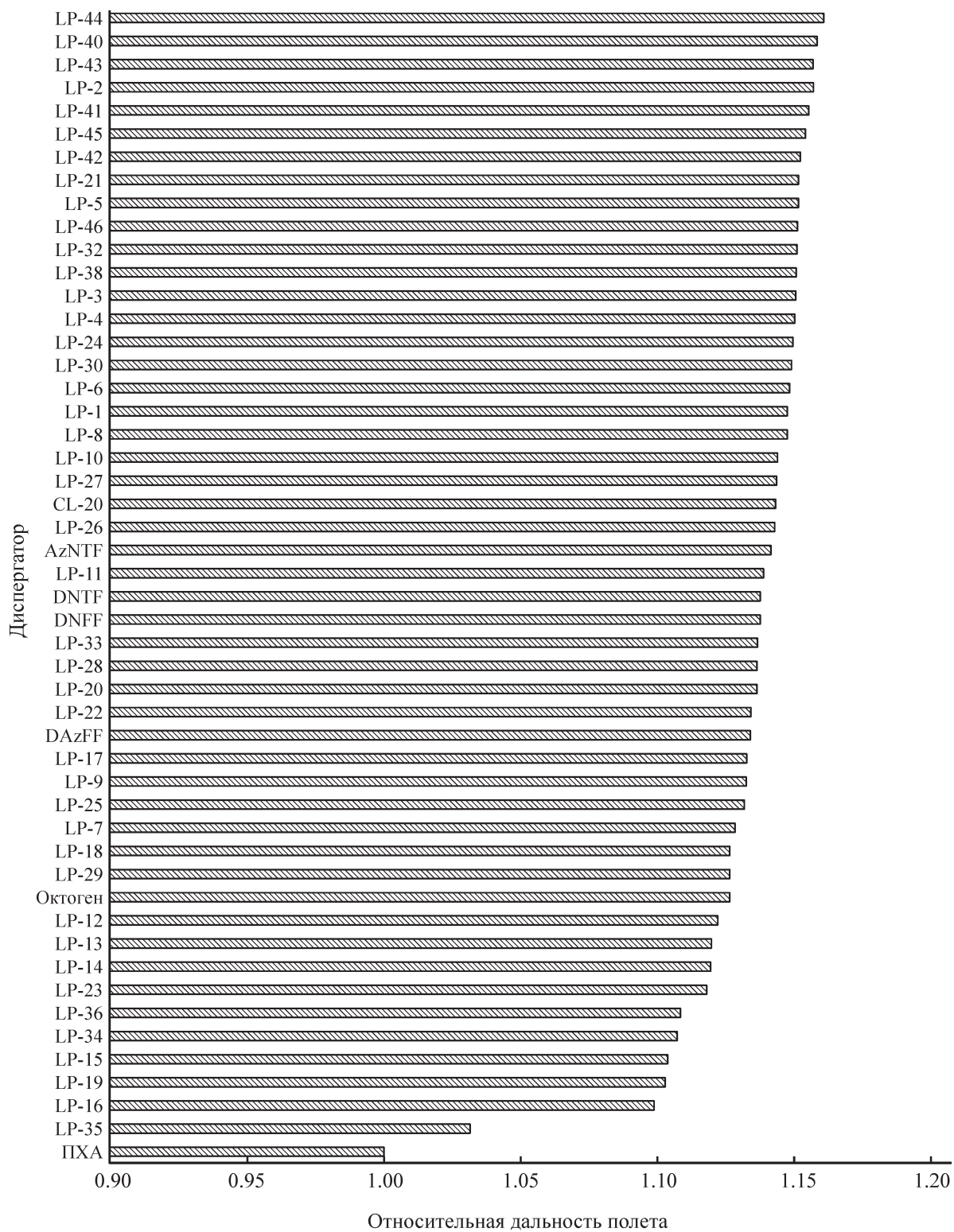


Рис. 4. Относительная дальность полета летательного аппарата на разных топливах с оптимизированным составом и оптимальной проточной частью ракетно-прямоточного двигателя.

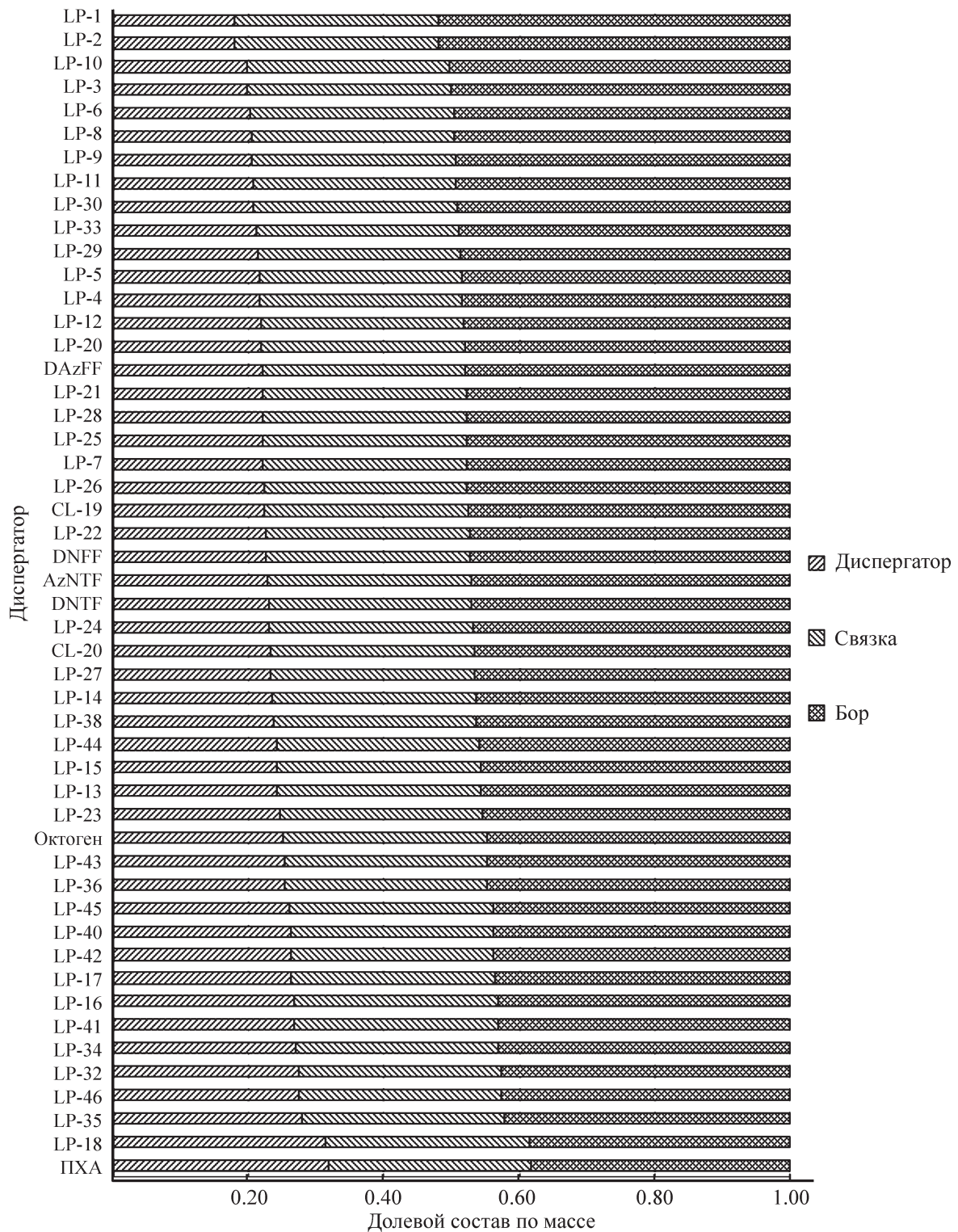


Рис. 5. Оптимальный состав рассмотренных топливных композиций.

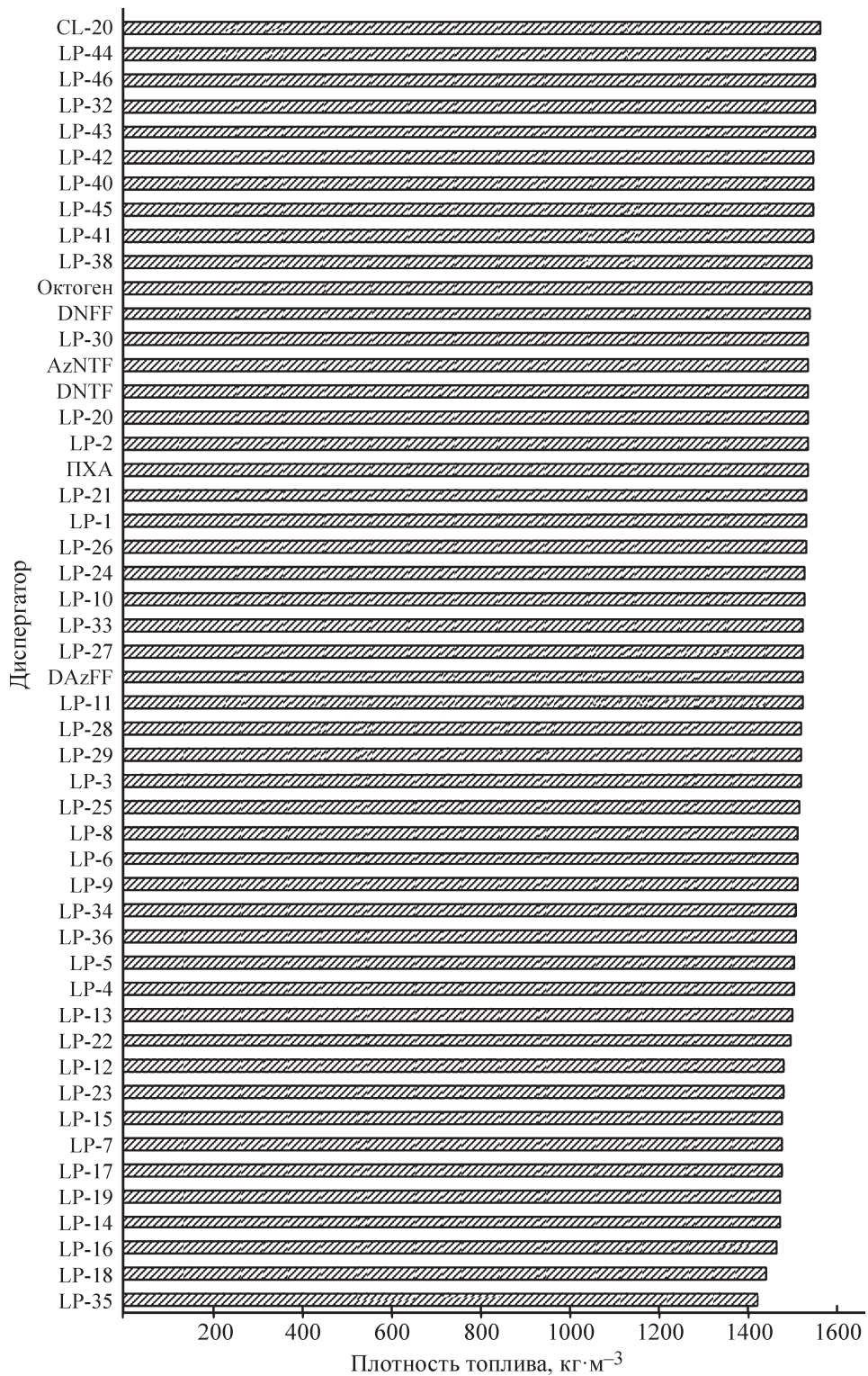


Рис. 6. Плотность топлива оптимизированного состава в зависимости от диспергатора.

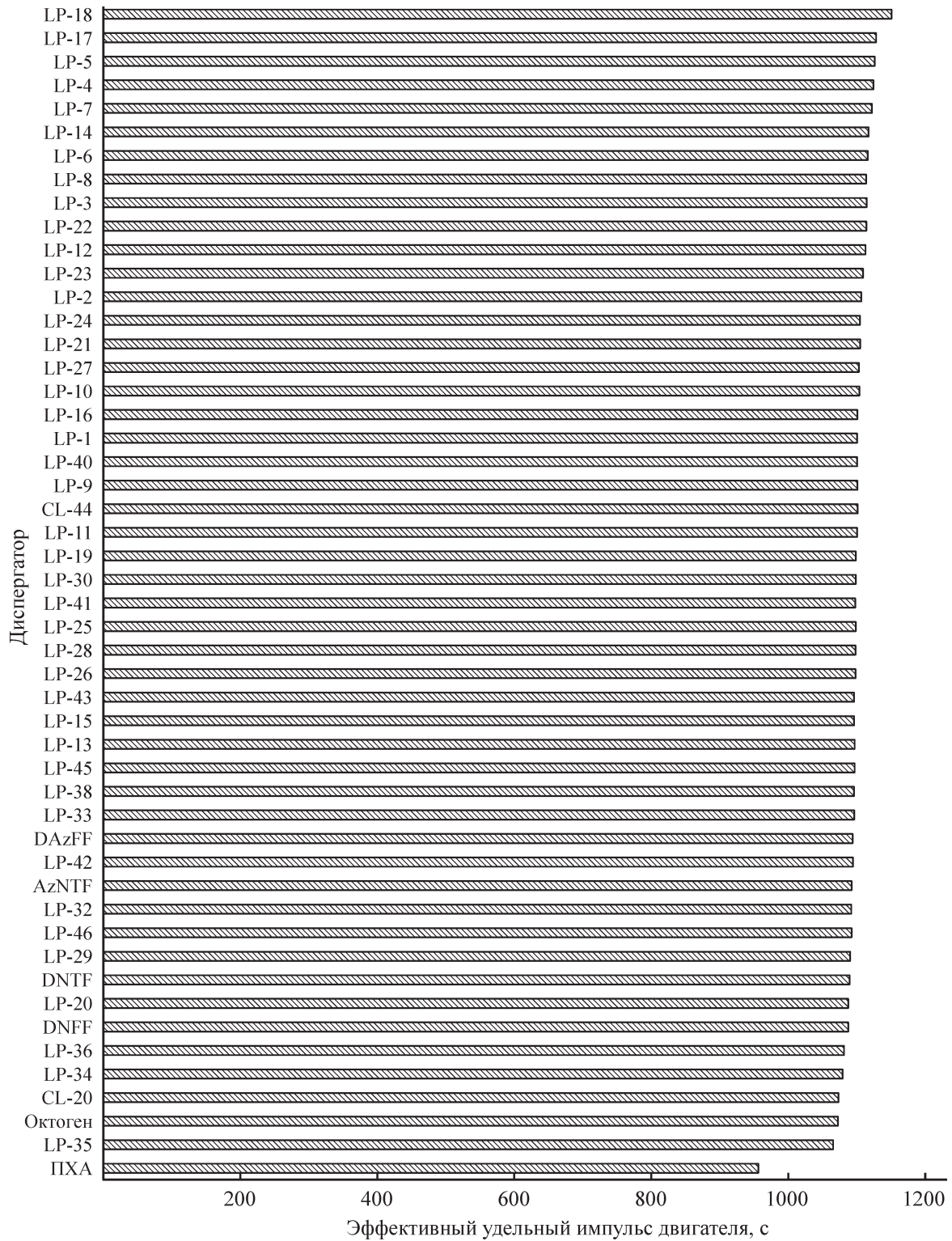


Рис. 7. Средний по времени полета эффективный удельный импульс для рассмотренных топлив.

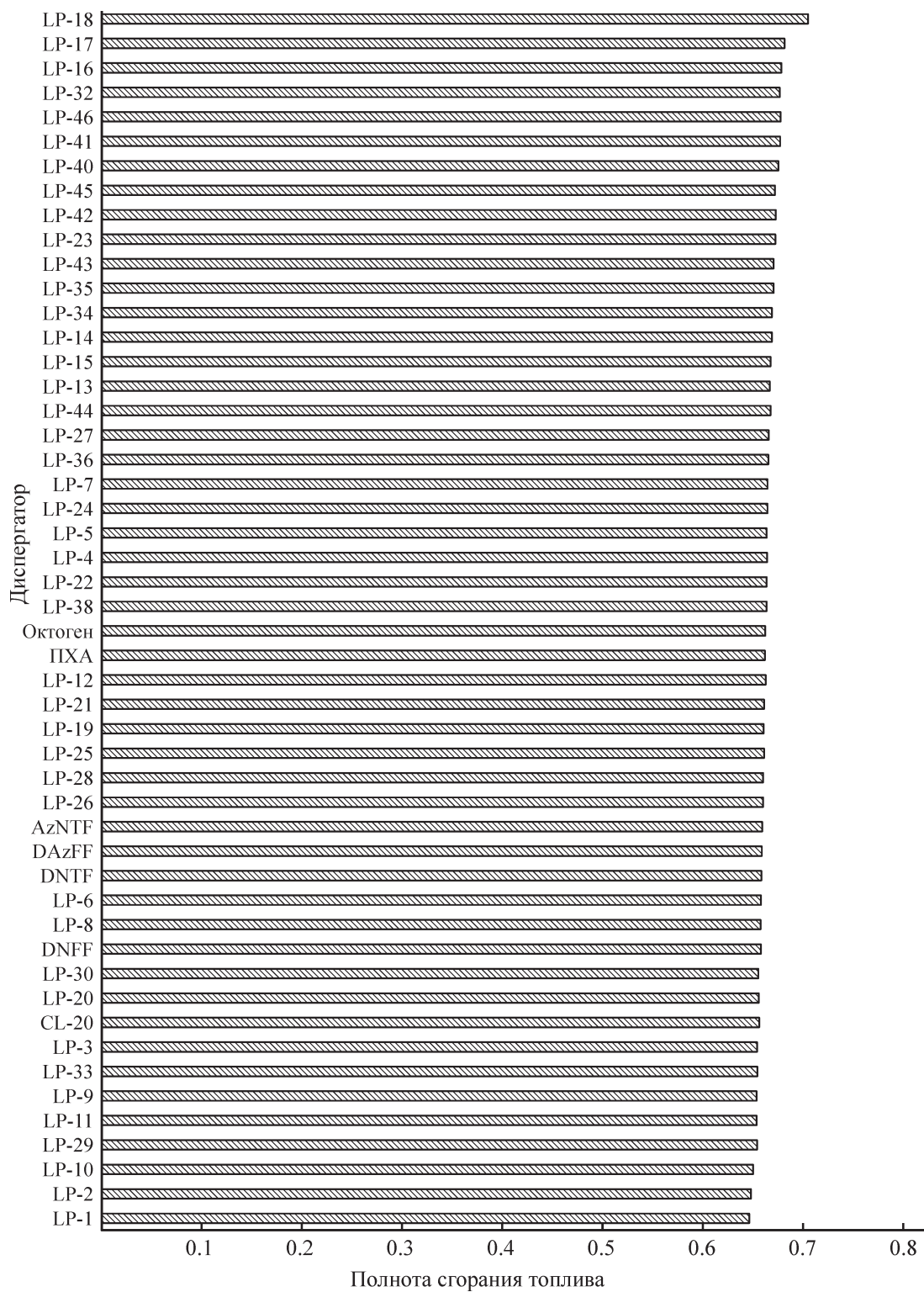


Рис. 8. Полнота сгорания рассмотренных топлив.

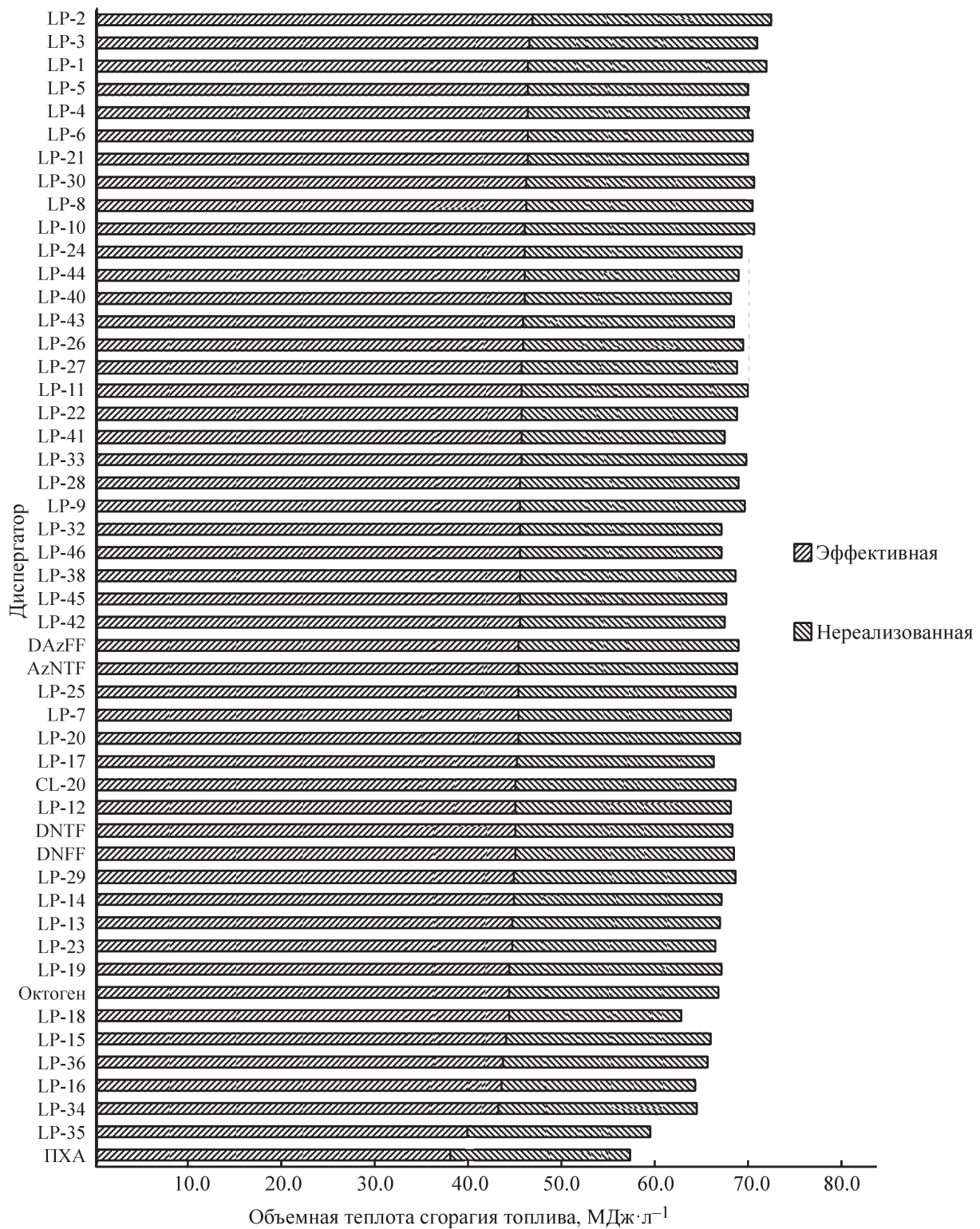


Рис. 9. Эффективные и нереализованные значения объемной теплоты сгорания.

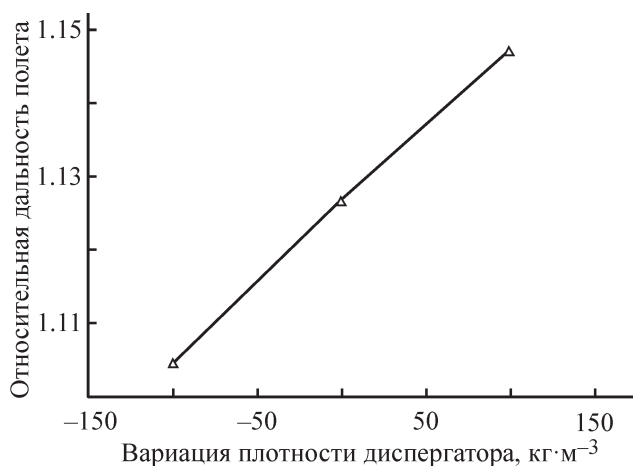


Рис. 10. Влияние изменения плотности диспергатора LP-18 на дальность полета.

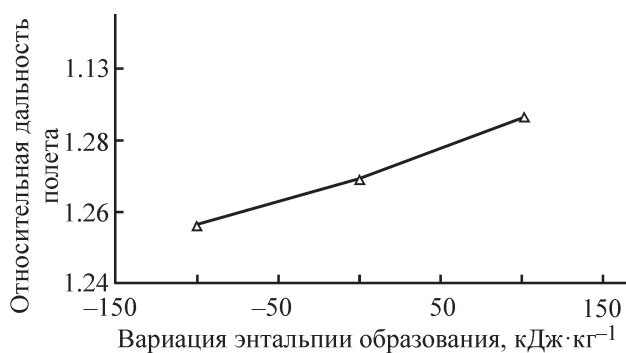


Рис. 11. Влияние изменения энтальпии образования диспергатора LP-18 на дальность полета.

способных служить диспергаторами. В то же время роль высокой энтальпии образования является решающим фактором в снижении содержания окислительных элементов в диспергаторе и повышении содержания горючих элементов в нем при сохранении способности диспергатора газифицировать твердое топливо и вынести его из газогенератора. В этом и заключается основное преимущество высокоэнтальпийных диспергаторов: по условиям оптимизации достигаемая температура в газогенераторе ($T_{ГГ}$) должна быть не ниже 2000 К, а это условие может быть выполнено либо при высокой энтальпии образования диспергатора или при высоком содержании диспергатора, а последнее (например, для смеси с NH_4ClO_4) резко понизит величину H_v , что негативно отразится на дальности полета.

Нужно отметить, что описанный выше результат «повышение величины энтальпии образования на каждые 100 кДж·кг⁻¹ повышает относительную дальность полета на 1.3%», на первый взгляд, может привести неверному выводу, например, о том, что

при существенном снижении $\Delta_f H_{298}$, например, на 1000 кДж·кг⁻¹ потеря в дальности составит лишь 13%. Это не так, потому что при таком резком снижении величины энтальпии образования диспергатора рецептура может ни при каком соотношении компонентов не удовлетворить граничному условию $T_{ГГ} > 2000$ К, и, следовательно, расчет величины S по применяемому алгоритму (глава «Методика расчета и разработанный программный комплекс») не имеет физического смысла. Таким образом, полученный результат «повышение величины энтальпии образования на каждые 100 кДж·кг⁻¹ повышает относительную дальность полета на 1.3%» можно использовать только при небольших отклонениях в величине энтальпии образования и при условии, что исходная рецептура топлива характеризуется величиной $T_{ГГ} > 2000$ К.

Выводы

Анализ эффективности топлива для ракетно-прямоточного двигателя и формирование его состава целесообразно производить в оптимизационной постановке по критерию дальности полета с учетом влияния состава топлива на полноту сгорания, плотность и теплоту сгорания. Данные расчеты целесообразно проводить с помощью программных инструментов на базе инженерных моделей с организацией численного интегрирования уравнений динамики полета для учета влияния плотности топлива на угол атаки и аэродинамическое качество, а также эффективность работы воздухозаборного устройства.

Сравнительный анализ 49 диспергаторов в составе трехкомпонентного твердого топлива (бор + горючее-связующее + диспергатор) по критерию системы летательный аппарат–двигатель–топливо показал, что ряд из них (LP-44, LP-40, LP-2, LP-43, LP-41, LP-45, LP-42, LP-5, LP-21, LP-32, LP-38 и LP-3) позволяет увеличить дальность полета более чем на 15% по сравнению с перхлоратом аммония.

Интерес представляют также диспергаторы LP-4, LP-24, LP-30, LP-6, LP-1, LP-8, LP-10, LP-27, LP-26, CL-20, а также AzNTF, обеспечивающие прирост дальности на 14%. Используемый в практике октоген позволяет увеличить дальность полета летательного аппарата на 12.6% по сравнению с перхлоратом аммония. Диспергатор LP-35 обеспечивает минимальный прирост дальности (менее 3%). Остальные из рассмотренных диспергаторов позволяют увеличить дальность полета летательного аппарата в пределах 9–12%.

Величина энтальпии образования диспергатора является решающим фактором в снижении содержания

окислительных элементов в твердом топливе при сохранении способности диспергатора газифицировать твердое топливо и вынести его из газогенератора. В этом заключается основное преимущество высокоэнтальпийных диспергаторов — они позволяют достигать высоких величин адиабатической температуры в процессе газификации в газогенераторе и не требуют включения в состав топлива дополнительного окислителя, который привел бы к снижению теплоты сгорания твердого топлива.

Благодарности

Авторы выражают благодарность В. А. Степанову (ФГУП ЦИАМ им. П. И. Баранова) за предоставленную информацию по характеристикам сверхзвукового воздухозаборного устройства.

Финансирование работы

Работа выполнена на средства Института проблем химической физики 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 прямого воздушного реактивного двигателя» при финансовой поддержке программой Президиума РАН «Фундаментальные основы прорывных технологий в интересах национальной безопасности» (тема «Разработка твердых топлив и горючих для газогенераторов прямооточных...»).

Список литературы

- [1] Александров В. Н., Бьцкевич В. М., Верхоломов В. К., Граменицкий М. Д., Дулепов Н. П., Скибин В. А., Суриков Е. В., Хилькевич В. Я., Яновский Л. С. Интегральные прямооточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории расчета). М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. 343 с.
- [2] Kalpakli B., Acar E. B., Ulas A. // *Combust. Flame*. 2017. V. 179. P. 267–279.
- [3] Сорокин В. А., Яновский Л. С., Козлов В. А., Суриков Е. В., Шаров М. С., Фельдман В. Д., Францкевич В. П., Животов Н. П., Абашев В. М., Черваков В. В. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. М.: Физматлит, 2010. 320 с.
- [4] Сорокин В. А., Яновский Л. С., Ягодников Д. А., Францкевич В. П., Суриков Е. В., Разносчиков В. В., Захаров Н. Н., Тихомиров М. А., Шаров М. С. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: Учеб. пособие / Под общ. ред. В. А. Сорокина. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 317 с.
- [5] Обносов Б. В., Сорокин В. А., Яновский Л. С., Ягодников Д. А., Францкевич В. П., Животов Н. П., Суриков Е. В., Кобко Г. Г., Тихомиров М. А., Шаров М. С. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. В. А. Сорокина. Изд. 2-е. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 303 с.
- [6] Athawale B. K., Asthana S. N., Singh H. // *Defence Sci. J.* 1994. V. 44. N 4. P. 269–278.
- [7] Mitsuno M., Kuwahara T., Kosaka K., Kubota N. // 23rd Joint Propulsion Conf. 1987.
- [8] Chen B., Xia Z., Huang L., Ma L. // *Aerospace Sci. Technol.* 2018. V. 82–83. P. 210–219.
- [9] Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учеб. пособие для вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
- [10] Югов О. К., Селиванов О. Д. Основы интеграции самолета и двигателя / Под общ. ред. О. К. Югова. М.: Машиностроение. 1989. 304 с.
- [11] Gany A., Netzer D. W. // *Int. J. TurboJet-Engines*. 1985. V. 2 (2). P. 157–168.
- [12] Разносчиков В. В. // *Полет*. 2008. № 4. С. 28–32.
- [13] Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2001. Т. 6. № 2 (12). С. 1–21.
- [14] Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. // *Вестн. Рос. акад. космонавтики им. К. Э. Циолковского*. 1999. Вып. 4. С. 86–91.
- [15] Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Рейдель А. Л., Степанов М. Н., Топчиев Ю. И. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1967. 424 с.
- [16] Зуев В. С., Макарон В. С. Теория прямооточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 367 с.
- [17] Курзинер Р. И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М.: Машиностроение, 1977. 211 с.
- [18] Трусов Б. Г. // III Междунар. симп. «Горение и плазмохимия». Алматы: Казак университеті, 2005. С. 52–57.
- [19] Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.
- [20] Sosounov V. A. // *Research and development of Ram/scramjets and turboramjets in Russia: AGARD Lecture Ser.* 194. Loughton, 1994. P. 10–12.
- [21] Bathelt H., Volk F., Weidel M. ICT-database of thermochemical values. Version 7.0. Fraunhofer Institut fur Chem. Technologie. Pfintztal, Germany, 2004.