

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 641.454.2

DOI 10.18698/0536-1044-2016-2-65-75

Методика экспериментальных исследований эффективности рабочего процесса в высокоскоростных ПВРД газогенераторной схемы на твердых топливах*

В.Ю. Александров¹, К.Ю. Арефьев^{1,2}, А.Н. Прохоров¹, К.В. Федотова^{1,2},
М.С. Шаров¹, Л.С. Яновский¹

¹ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, 111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

The Method of Experimental Research into the Efficiency of the Working Process in High Speed Solid Fuel Ramjet Engines

V.Y. Aleksandrov¹, K.Y. Arefiev^{1,2}, A.N. Prokhorov¹, K.V. Fedotova^{1,2},
M.S. Sharov¹, L.S. Yanovskiy¹

¹Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM, 111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2

²BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1



e-mail: aleksandrov@ciam.ru, arefyev@rambler.ru, prokhorov@ciam.ru, yanovskiy@ciam.ru



Создание высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации требует совершенствования их силовых установок. Наиболее эффективными являются силовые установки на основе прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Анализ научных работ показал, что создание высокоэффективных камер дожигания для ПВРД на твердых топливах является актуальной задачей. Для ее решения требуется проведение большого количества экспериментальных исследований. Разработана и апробирована методика обработки экспериментальных данных, полученных при огневых стендовых испытаниях (ОСИ), максимально приближенных к эксплуатационным и осуществляемых по схеме присоединенного воздухопровода с имитацией условий потока на входе. Приведены особенности проведения ОСИ с использованием генераторов высокоэнthalпийного воздушного потока на базе огневых подогревателей. Разработаны рекомендации по выбору методики анализа результатов ОСИ. Предложена математическая модель для определения эффективности рабочего процесса и тягово-энергетических характеристик двигателя на основе экспериментальных данных. Результаты проведенного исследования могут быть использованы при стендовой экспериментальной отработке перспективных ПВРД.

* Работа выполнена при частичной поддержке гранта РФФИ № 15-11-30012.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель, камера дожигания, экспериментальное исследование, полнота сгорания, удельный импульс.

i The development of high-speed endoatmospheric aircraft requires improvement of their power units. Power units based on ramjet engines are considered to be the most efficient. The review of literature shows that the development of high-efficiency afterburner chambers for solid fuel ramjets is a priority task that requires a large number of experimental studies. The authors of the article have developed and tested a method of processing experimental data obtained through firing tests that use an attached air duct while simulating the inlet flow conditions approaching the real operating environment. The specific features of conducting firing tests using high enthalpy flow generators based on fired heaters are presented. Recommendations for selecting the analysis method for the results are developed. A mathematical model is proposed for determining the efficiency of the working process and the engine performance based on experimental data. The results of the study can be used for the evaluation of future ramjets at the firing test stage.

Keywords: ramjet engine, afterburner, experimental study, combustion efficiency, specific impulse.

Одной из актуальных задач, возникающих при создании перспективных летательных аппаратов (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации, является разработка энергоэффективных силовых установок на базе прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) газогенераторной схемы с использованием энергоемких твердых топлив (ТТ).

Наиболее энергоемкими являются металлизированные борсодержащие ТТ. Выбор бора и ряда химических соединений на его основе в качестве основной высокоэнергетической добавки для ТТ обусловлен более высокими по сравнению с углеводородными соединениями, алюминием и магнием объемной H_v и массовой $H_u = H_v/\rho_T$ (ρ_T — плотность топлива) теплотами сгорания. Основными горючими элементами в ТТ являются углерод (С), бор (В), алюминий (Al), магний (Mg) и водород (H). При этом массовое содержание бора в ТТ для высокоскоростных ПВРД газогенераторной схемы составляет 10...30 %. ТТ могут содержать как чистый бор, так и дибориды, полибориды магния и алюминия, а также карбораны. Объемная теплота сгорания ТТ $H_v = 47...56$ ГДж/м³, что на 20...30 % больше, чем у жидких углеводородных горючих [1, 2].

В ПВРД газогенераторной схемы реализуются условия с высокими температурами торможения и скоростями продуктов сгорания (ПС) [3]. Время пребывания ПС в камерах дожигания (КД) относительно невелико, что приводит к незавершенности физико-химических процессов. В связи с этим важной задачей является разработка мероприятий, обес-

печивающих высокий уровень полноты сгорания ТТ и минимальные потери полного давления потока газа.

Экспериментальное исследование рабочего процесса в КД ПВРД газогенераторной схемы может быть проведено на стендах, функционирующих по схеме с присоединенным воздухопроводом (ПВП) [3]. Важным аспектом испытания по схеме с ПВП является моделирование максимально приближенных к натурным значениям параметров воздуха на входе, в частности температуры торможения, полного давления и скорости течения. Уровни температур торможения воздушного потока, характерные для полета перспективных ЛА, составляют 900...2 000 К и могут быть обеспечены с помощью генераторов высокоэнthalпийных воздушных потоков (ГВВП). Наиболее распространенными являются ГВВП с огневым или плазменным подогревом воздуха, а также на основе регенеративных теплообменников кауперного типа [4].

При проведении экспериментальных исследований КД по схеме с ПВП должны быть решены следующие задачи:

- выбор эффективного состава ТТ для исследуемого ПВРД;
- выбор схемы подачи продуктов газогенерации в КД;
- оценка характеристик рабочего процесса, в том числе определение коэффициентов — полноты сгорания ТТ, расходного комплекса, потерь полного давления в зависимости от режимов работы, конфигурации и размеров КД;
- определение ресурсных характеристик элементов конструкции КД в условиях тепло-

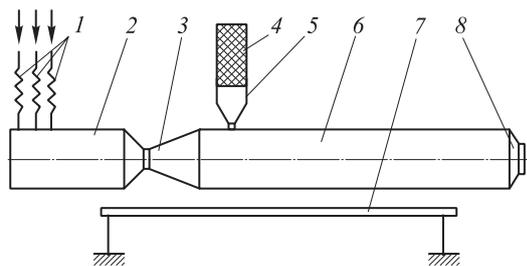


Рис. 1. Схема размещения стендового образца ПВРД газогенераторной схемы при испытаниях по схеме с ПВП:

1 — устройства «безимпульсной» подачи компонентов рабочего тела; 2 — ГВВП; 3 — стендовый переходник; 4 — ТТ; 5 — ГГ; 6 — КД; 7 — динамометрическая платформа; 8 — сопло

вых и механических нагружений, близких к натурным.

На основе полученных данных, как правило, выработывают рекомендации по совершенствованию конструкции КД ПВРД.

В статье рассмотрены особенности проведения экспериментальных исследований и анализа методик определения эффективности рабочего процесса в КД твердотопливных высокоскоростных ПВРД газогенераторной схемы. Приведены результаты экспериментов, на основе которых определено влияние состава высокоэнтальпийного воздушного потока (ВЭВП) и тепловых потерь в стенке КД на показатели эффективности рабочего процесса.

Стенд и методика проведения испытаний. Испытания КД твердотопливных ПВРД по схеме с ПВП проводят следующим образом (рис. 1). Входной участок КД 6 соединяют с ГВВП 2 с помощью стендового переходника 3. В конце КД установлено сопло 8 (или его стендовый вариант). ГВВП обеспечивает необходимый огневой подогрев воздуха на входе в КД с компенсацией кислородного баланса.

КД совместно с ГВВП устанавливают на динамометрическую платформу 7. Особенностью испытаний, в процессе проведения которых измеряют тягу системы двигателя, является необходимость минимизации осевых усилий от подвода компонентов к ГВВП, для чего используют устройства 1 «безимпульсной» подачи.

При этом ТТ 4 размещается в газогенераторе (ГГ) 5, где происходит его автономное сгорание. Образовавшиеся продукты предварительного сгорания ТТ по газоводу попадают в КД, где происходит их дожигание с воздухом.

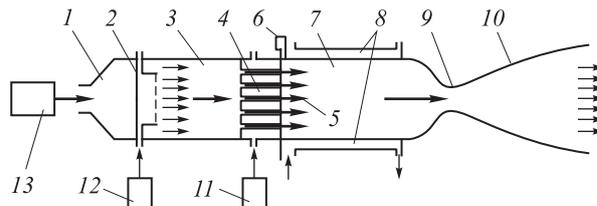


Рис. 2. Схема ГВВП с огневым подогревом:

1 — входной участок; 2 — устройство распыления кислорода; 3 — смешивательная камера; 4 — распределитель компонентов; 5 — форсунки; 6 — воспламенитель; 7 — камера сгорания ГВВП; 8 — рубашка охлаждения; 9 — сопло; 10 — стендовый переходник; 11–13 — системы подачи горючего, кислорода и воздуха соответственно

В процессе проведения огневых испытаний измеряют параметры, характеризующие работу стендовых систем и эффективность рабочего процесса в КД: тягу стендовой модели КД, давление в ГГ, массовый расход компонентов рабочего тела, полное давление $p_{вх}^*$ и температуру $T_{вх}^*$ ВЭВП на входе, а также распределение статического давления по сечениям КД.

Как показано в работе [5], наиболее предпочтительной для испытаний КД ПВРД является схема ГВВП с огневым подогревом. Такая конфигурация обеспечивает высокую эффективность работы ГВВП при использовании в качестве горючего водорода, газообразных или жидких углеводородов. Конструкция малогабаритного ГВВП представлена на рис. 2.

Принцип действия ГВВП заключается в следующем. Подаваемый с помощью системы 13 воздух смешивается с кислородом в камере 3, для повышения равномерности распределения которого используется устройство 2. Далее по потоку в распределителе компонентов 4 через форсунки 5 происходит подача горючего в кислородно-воздушный поток. После иницирования рабочего процесса воспламенителем 6 в КД ГВВП происходит сгорание газовой смеси с образованием высокоэнтальпийного рабочего тела. Последнее попадает в стендовое сопло 9, в котором происходит ускорение потока до заданной скорости, и через переходник 10 подается на вход в исследуемую КД ПВРД.

Выбор режимов совместной работы ГВВП и ГГ. При испытании ПВРД газогенераторной схемы необходимо выбрать режим совместной работы ГГ и ГВВП, при котором обеспечивается заданное соотношение компонентов рабочего тела в КД.

Массовый расход продуктов газификации из ГГ $G_{ГГ} = u_{ГГ} F_{ГГ} \rho_{ГГ}$ определяется плотностью

ρ_T ТТ, а также скоростью u_T и площадью $F_{пг}$ поверхности горения. Для оценки скорости u_T горения, как правило, используют зависимость

$$u_T = u_0 p_{гг}^v,$$

где $p_{гг}$ — давление в ГГ; u_0 и v — константа и показатель скорости горения соответственно.

Для заданного давления $p_{гг}$ площадь критического сечения соплового отверстия ГГ определяется выражением

$$F_{сгг} = \frac{\beta \varphi_{\beta} G_{гг}}{p_{гг} \mu_c},$$

где β и φ_{β} — расчетное значение и коэффициент расходного комплекса соответственно; μ_c — коэффициент расхода сопла.

Для получения необходимого коэффициента избытка воздуха α следует определить массовый расход ВЭВП

$$G_{вэвп} = G_{гг} L_0 \alpha,$$

где $G_{вэвп}$ — массовый расход ВЭВП; L_0 — стехиометрический коэффициент для продуктов газогенерации.

Как правило, соотношение компонентов рабочего тела ГВВП выбирают так, чтобы по завершении их полного сгорания массовая концентрация кислорода в ВЭВП максимально соответствовала его содержанию в атмосферном воздухе.

На основе моделирования термодинамического равновесия с помощью программного комплекса TERRA [6], а также специализированных программных пакетов разработки ЦИАМ определяют массовые концентрации компонентов рабочего тела (необходимые для создания ВЭВП с заданной температурой $T_{вх}^*$) и химический состав их ПС. Некоторые результаты расчетов приведены в табл. 1. В качестве горючего рассмотрены водород (H_2) и метан (CH_4).

ПС H_2 в кислородно-воздушной смеси могут содержать пары воды (H_2O) с массовой концентрацией до 17,4 %, значение которой зависит от температуры $T_{вх}^*$. Применение CH_4 позволяет снизить долю паров воды в ПС до 10 %, однако приводит к появлению значительного количества диоксида углерода (CO_2), массовая концентрация которого при температуре 2 000 К составляет ~12 %. Следует отметить, что для металлизированных и борсодержащих ТТ применение CH_4 в качестве горючего ГВВП предпочтительнее водорода вследствие меньшего

содержания H_2O (которая может реагировать с компонентами продуктов газогенерации ТТ) в ВЭВП.

Все это обеспечивает возможность проведения экспериментальных исследований рабочего процесса в ПВРД при имитации на входе в КД заданных параметров — полной температуры ВЭВП и содержания кислорода в нем. Разница в составе ВЭВП может повлиять на выбор горючего для ГВВП в зависимости от режимов работы исследуемых КД и составов применяемых ТТ.

Методические основы обработки экспериментальных данных. Важной задачей при создании силовых установок с ПВРД является повышение эффективности рабочего процесса, одним из наиболее значимых показателей которой является коэффициент полноты сгорания $\eta_{\Sigma} = Q_{хим} / H_u^0$, где $Q_{хим}$ — количество теплоты, фактически выделившейся при сгорании 1 кг топлива, H_u^0 — теплотворная способность топлива (далее — теплота сгорания) [7]. Для ПВРД параметр η_{Σ} является суммарным (интегральным) коэффициентом использования энергии при сгорании топлива и характеризует не только степень завершенности химических реакций, но и величину потерь выделяемой теплоты.

Следует отметить, что для режимов работы ПВРД на обогащенных топливно-воздушных

Таблица 1

Значения массовых концентраций компонентов рабочего тела и химических элементов ВЭВП

Компонент, химическое соединение	Массовая концентрация					
	$T_{вх}^* = 1\,000\text{ К}$	$T_{вх}^* = 1\,500\text{ К}$	$T_{вх}^* = 2\,000\text{ К}$			
<i>Компоненты рабочего тела</i>						
Воздух	0,928	0,900	0,830	0,812	0,766	0,706
O ₂	0,065	0,085	0,155	0,159	0,212	0,248
H ₂	0,007	—	0,015	—	0,022	—
CH ₄	—	0,015	—	0,029	—	0,044
<i>Химический состав ВЭВП</i>						
N ₂	0,698	0,679	0,626	0,612	0,576	0,531
O ₂	0,231	0,231	0,231	0,231	0,231	0,231
H ₂ O	0,059	0,034	0,128	0,064	0,174	0,099
CO ₂	—	0,043	—	0,079	—	0,121
Прочее	0,012	0,013	0,015	0,014	0,019	0,018

смесях (коэффициент избытка воздуха $\alpha = G_{\Gamma\Gamma}/(L_0 G_{\text{ВЭВП}}) < 1$) использование зависимости $\eta_{\Sigma} = Q_{\text{хим}}/H_u^0$ некорректно, так как даже при полном сгорании топлива в КД может быть выделено теплоты не более αH_u^0 . Учитывая это, а также работу ПВРД в широком диапазоне режимов по коэффициенту α , для определения суммарного коэффициента использования энергии целесообразно применять соотношение $\eta_{\Sigma} = Q_{\text{хим}}/Q_{\text{max}}$, где Q_{max} — максимальное тепловыделение в КД при предположении отсутствия диссоциации ПС.

Особенностью использования ПВРД газогенераторной схемы является необходимость учета теплоты сгорания топлива в ГГ $Q_{\Gamma\Gamma}$. Примем, что процесс газификации протекает до термодинамического равновесия. Тогда максимальное тепловыделение определяется выражением

$$Q_{\text{max}} = H_u^0 \alpha^{\gamma} + Q_{\Gamma\Gamma} (1 - \alpha^{\gamma}),$$

где функция γ имеет вид

$$\gamma = \begin{cases} 1 & \text{при } \alpha < 1; \\ 0 & \text{при } \alpha \geq 1. \end{cases}$$

В качестве базового уравнения для представления коэффициента η_{Σ} будем использовать выражение $\eta_{\Sigma} = \eta_{\phi} \eta_{\text{дис}} \eta_w$, где η_{ϕ} , $\eta_{\text{дис}}$ и η_w — коэффициенты, учитывающие физико-химическое недогорание топливной смеси, потери на диссоциацию и теплоотвод в стенки КД соответственно. Потери на диссоциацию ПС рассчитываются относительно Q_{max} . Коэффициент, учитывающий физико-химическое недогорание топлива, является отношением тепловыделения (без учета теплоотвода в стенки КД) к величине $H_u = Q_{\text{max}} - \Delta Q_{\text{дис}}$, где H_u — теплота, выделяемая в случае полного сгорания топливной смеси при условиях, реализуемых в КД.

Физико-химическая полнота сгорания, определяемая коэффициентом η_{ϕ} и являющаяся показателем совершенства КД, возникает вследствие некачественного перемешивания топлива с воздухом и химической неравновесности при горении. Эти явления могут быть вызваны конструктивными особенностями КД двигателя и частично устранены с помощью различных мероприятий, которые позволяют повысить значение η_{ϕ} .

Потери на диссоциацию в значительной степени зависят от используемого топлива и режимов работы двигателя. В рассматриваемом температурном диапазоне для борсодержащих ТТ значения $\Delta Q_{\text{дис}}$ могут достигать 30 % от величины H_u^0 . Следует отметить, что указанные значения $\eta_{\text{дис}}$ справедливы только для КД, так как в сопле ПВРД потери на диссоциацию ПС снижаются вследствие рекомбинации.

Введем классификацию моделей описания полноты сгорания топлива в КД, сопоставляя полученные в эксперименте значения импульса потока ПС в выходном сечении сопла и коэффициента полноты сгорания.

Однозонная модель наиболее проста и основана на коррекции соотношения компонентов [8]. Согласно этой модели, количество энергии, выделившейся в КД, прямо пропорционально количеству полностью сгоревшего топлива. Тогда импульс потока ПС в выходном сечении сопла для любых значений коэффициента избытка воздуха имеет вид

$$I_1 = I_{\text{эф}} \frac{\eta_{\phi} + \alpha L_0}{1 + \alpha L_0},$$

где $I_{\text{эф}}$ — эффективный импульс потока ПС в выходном сечении сопла, рассчитываемый для коэффициента избытка воздуха, равного α/η_{ϕ} .

Двухзонная модель предполагает представление рабочего тела двигателя как смесь двух газовых потоков [9, 10]. В этом случае импульс потока ПС в выходном сечении сопла определяется следующими зависимостями:

$$I_2 = \begin{cases} I_{\text{ПС}} \frac{\alpha L_0 \eta_{\phi} + 1}{\alpha L_0 + 1} + I_{\text{в}} \frac{\alpha L_0 \eta_{\phi}}{\alpha L_0 + 1} & \text{при } \alpha < 1; \\ I_{\text{ПС}} \frac{\alpha L_0 + \eta_{\phi}}{\alpha L_0 + 1} + I_{\text{т}} \frac{\eta_{\phi}}{\alpha L_0 + 1} & \text{при } \alpha \geq 1, \end{cases}$$

где $I_{\text{ПС}}$, $I_{\text{в}}$ и $I_{\text{т}}$ — удельные импульсы ПС, воздуха и топлива соответственно. В приведенных зависимостях значения этих импульсов соответствуют температуре равновесия и давлению КД.

Трехзонная модель [9, 10] основана на том, что процесс горения происходит при стехиометрическом соотношении компонентов. Оставшиеся воздух и топливо, не вступившие в реакцию, проходят через вторую и третью зоны соответственно. В этом случае импульс потока в выходном сечении сопла имеет вид

$$I_3 = \frac{\alpha^{\gamma} (1 + L_0 \eta_{\phi})}{1 + \alpha L_0} I_{\text{ПС0}} + \frac{(1 - \alpha^{\gamma} \eta_{\phi})}{1 + \alpha L_0} I_{\text{т}} +$$

$$+ \frac{(\alpha L_0 - \alpha^\gamma L_0 \eta_\phi)}{1 + \alpha L_0} I_B,$$

где $I_{\text{ПС}_0}$ — импульс потока ПС в выходном сечении сопла при стехиометрическом соотношении компонентов (рассчитывается при давлении в КД и температуре равновесия).

Энергетическая модель, также применяемая для определения физико-химической полноты сгорания топлива [11, 12], предполагает использование адаптированного коэффициента $\eta_\phi^{\text{адап}}$, учитывающего потери энергии посредством коррекции энтальпии образования топливно-воздушной смеси. При этом следует учитывать связь $\eta_\phi^{\text{адап}} = \eta_\phi \eta_{\text{дис}} - \eta_{\text{дис}} + 1$ [12].

Для определения адаптированного коэффициента значение полной энтальпии образования топливно-воздушной смеси $H_{\text{см}}$ заменяют на ее эффективное значение

$$\begin{aligned} H_{\text{эф}} &= H_{\text{см}} - H_u^0 \alpha^\gamma (1 - \eta_\phi^{\text{адап}}) = \\ &= H_{\text{см}} - H_u^0 \alpha^\gamma (\eta_{\text{дис}} - \eta_\phi \eta_{\text{дис}}). \end{aligned}$$

Импульс потока ПС в выходном сечении сопла I_4 для определения $\eta_\phi^{\text{адап}}$ можно вычислить с помощью ПК TERRA, исходя из известного состава, $H_{\text{эф}}$ и давления в КД.

При обработке экспериментальных данных следует учитывать потери теплоты в стенки. Количественным показателем теплоотвода в стенки является коэффициент $\eta_w = 1 - \Delta Q_{\text{ст}}/Q_{\text{max}}$. Потери удельной энергии $\Delta Q_{\text{ст}}$ на теплоотвод в стенки КД определяют на основе совместного решения сопряженных газодинамической и тепловой задач. Методика учета потери теплоты в стенки КД основывается на уменьшении энтальпии топлива на величину $\Delta Q_{\text{ст}}$ при термодинамическом расчете параметров $I_{\text{эф}}$, $I_{\text{ПС}}$, $I_{\text{ПС}_0}$ и I_B .

В эксперименте величина $\Delta Q_{\text{ст}}$ может быть оценена «снизу» и «сверху» следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta Q_{\text{ст}}^{\text{min}} &= \frac{Q_{\text{ст}\Sigma}}{M_{\text{эн}}} \frac{\tau_{\text{ГГ}}}{\tau_{\text{ГВВП}}}; \\ \Delta Q_{\text{ст}}^{\text{max}} &= \frac{Q_{\text{ст}\Sigma}}{M_{\text{эн}}}; \end{aligned}$$

$$Q_{\text{ст}\Sigma}^{\text{max}} = \sum_{i=1}^n M_i C_k (T_i^* - T_i),$$

где $\tau_{\text{ГГ}}$ и $\tau_{\text{ГВВП}}$ — время работы ГГ и ГВВП соответственно; $M_{\text{эн}}$ — масса заряда ТТ; M_i — масса i -го корпусного элемента; n — количество

корпусных элементов; C_k — теплоемкость стенки; T_i^* и T_i — максимальная (после эксперимента) и начальная (до эксперимента) температура стенки. Вычисления проводятся итерационным методом с использованием специализированных алгоритмов.

При использовании конструкций ПВРД с теплозащитными вставками, предохраняющими КД стендового образца ПВРД от высоких тепловых потоков, следует учитывать влияние продуктов их газификации на рабочий процесс. Минимальное $G_{\text{Т.В}}^{\text{min}}$ и максимальное $G_{\text{Т.В}}^{\text{max}}$ значения осредненного по времени массового расхода продуктов газификации теплозащитных вставок экспериментально можно определить по результатам их взвешивания до и после испытания:

$$\begin{aligned} G_{\text{Т.В}}^{\text{min}} &= \frac{\sum_{i=1}^n M_i - \sum_{i=1}^n M_i^*}{\tau_{\text{ГВВП}}}; \\ G_{\text{Т.В}}^{\text{max}} &= \frac{\sum_{i=1}^n M_i - \sum_{i=1}^n M_i^*}{\tau_{\text{ГГ}}}, \end{aligned}$$

где M_i и M_i^* — масса i -й теплозащитной вставки до и после испытаний соответственно; n — количество теплозащитных вставок.

Как показали экспериментальные исследования, для снижения влияния массового расхода продуктов газификации теплозащитных вставок на этапе огневых стендовых испытаний (ОСИ) целесообразно проводить предварительные продувки модели КД ПВРД высокоэнтальпийным воздушным потоком (т. е. с работающим ГВВП без подачи ТТ), которые приводят к прогреву теплозащитных вставок и уносу большей части летучих компонентов терморазложения непосредственно до ОСИ. Анализ результатов экспериментов показал, что режимы предварительных продувок должны обеспечить унос более 95 % летучих компонентов из структуры теплозащитных вставок, но в то же время не нарушить их работоспособность для последующих огневых испытаний. Кроме того, при надлежащем выборе режимов работы на каждом комплекте теплозащитных вставок может быть выполнено несколько ОСИ с минимальным массовым расходом продуктов их газификации.

Экспериментальное значение удельного импульса потока в выходном сечении сопла в пустоте (для случая безотрывного течения)

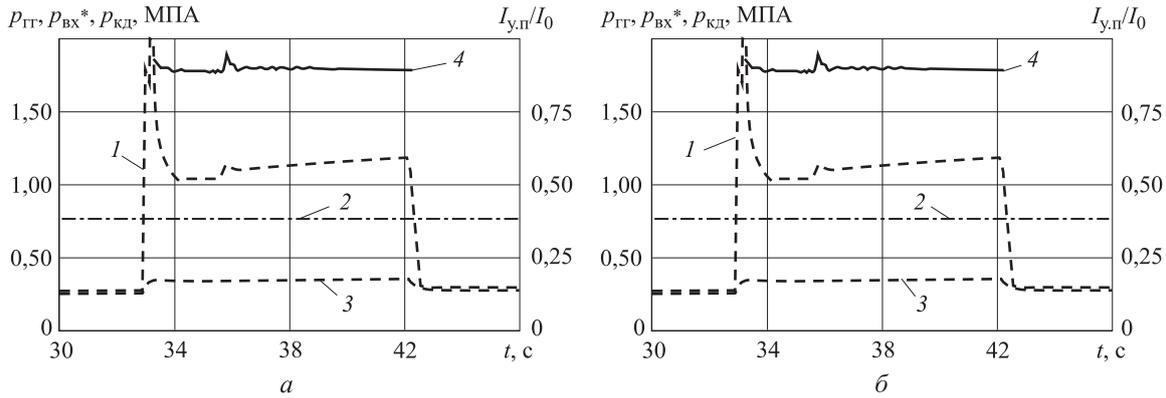


Рис. 3. Зависимости $p_{ГГ}$ (1), $p_{вх}^*$ (2), $p_{кд}$ (3) и $I_{y.p}/I_0$ (4) от t при $\alpha \sim 1,5$ (а) и $\alpha \sim 2,5$ (б)

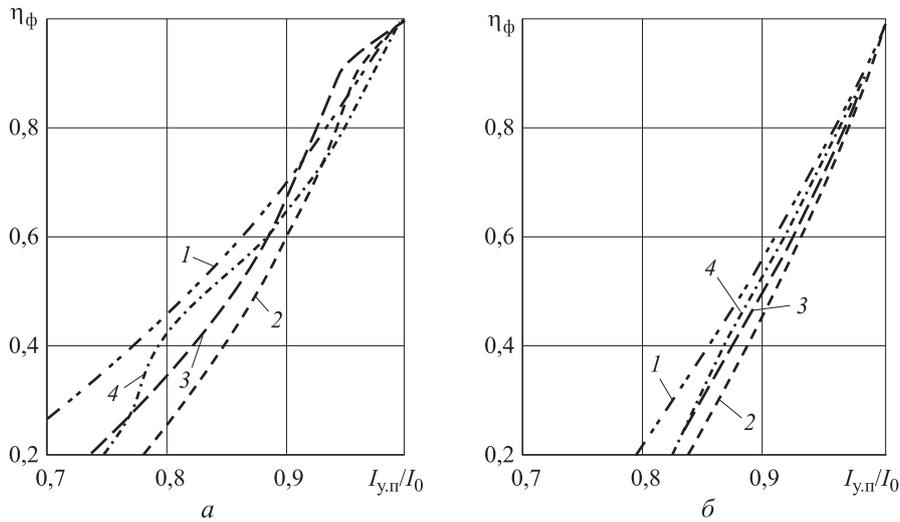


Рис. 4. Зависимость η_{ϕ} от $I_{y.p}/I_0$ при $\alpha \sim 1,5$ (а) и $\alpha \sim 2,5$ (б) для различных моделей: 1 — однозонной; 2 — двухзонной; 3 — трехзонной; 4 — энергетической

исследуемого ПВРД можно определить из уравнения

$$I_{y.p} = \frac{R_c - R_{вх} + F_a p_{ат}}{G_{ГВВП} + G_{ГГ} + G_{Г.в}}$$

где R_c — средняя сила, действующая на датчик тяги за время работы ГГ на установившемся режиме; $R_{вх}$ — сила, действующая на датчик тяги при подаче компонентов и работе ГВВП с радиальным плоскощелевым соплом (калибровочная характеристика системы подвода компонентов к ГВВП, расположенному на динамометрической платформе); F_a — площадь выходного сечения сопла ПВРД; $p_{ат}$ — атмосферное давление; $G_{ГВВП}$ — массовый расход компонентов рабочего тела.

Предложенная математическая модель позволяет проводить расчет полноты сгорания топлива на основе экспериментальных данных, получаемых при испытаниях высокоскоростных ПВРД по схеме с ПВП.

Результаты апробации методики. Апробация методики проведения ОСИ и обработки полученных данных проведена с использованием модельной установки, диаметр проточного тракта которой составлял ~ 100 мм, длина — ~ 1500 мм. В качестве ГГ использованы высокоэнергетические смесевые композиции с содержанием бора $\sim 30\%$.

Для модельной КД, с помощью которой выполнена апробация методики проведения испытаний, продолжительность предварительной продувки составляла ~ 20 с при температуре ВЭВП ~ 1500 К, что обеспечило унос $\sim 97\%$ летучих компонентов из структуры теплозащитных вставок и снижение массового расхода продуктов их газификации на этапе ОСИ до $2...3\%$ от $G_{ГГ}$.

На рис. 3 приведены графики характерных временных зависимостей давления в ГГ $p_{ГГ}$, полного давления $p_{вх}^*$ и статического давления в КД $p_{кд}$ на режимах дожигания продуктов га-

Таблица 2

Выбор модели для оценки полноты сгорания топлива в зависимости от значений $I_{y,n}/I_0$ и α

Отношение $I_{y,n}/I_0$	Модель			
	$\alpha < 0,5$	$\alpha = 0,5 \dots 1$	$\alpha = 1 \dots 2$	$\alpha > 2$
$< 0,8$	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ
$0,8 \dots 0,9$	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ	ДЗ, ТЗ
$0,9 \dots 1,0$	ОЗ, ДЗ, ТЗ	ОЗ, ДЗ, ТЗ	ОЗ, ДЗ, ТЗ, Э	ОЗ, ДЗ, ТЗ, Э

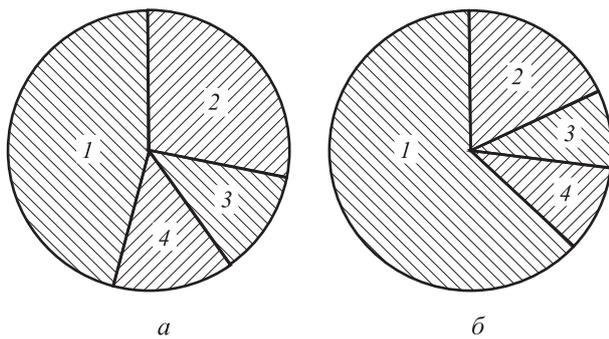


Рис. 5. Распределение энергии, запасенной в топливе, при $\alpha \sim 1,5$ (а) и $\alpha \sim 2,5$ (б):

1 — энерговыделение; 2, 3 и 4 — потери соответственно на диссоциацию, физико-химическое недогорание и теплоотвод в стенки ТТ

зогенерации ТТ в КД, а также показано изменение отношения $I_{y,n}/I_0$ — экспериментального значения удельного импульса потока в выходном сечении сопла $I_{y,n}$ к расчетному значению I_0 (удельный импульс при термодинамическом равновесии ПС в КД с учетом уменьшенной полной энтальпии топлива на величину $\Delta Q_{ст}$).

В процессе ОСИ установлено, что осредненное по времени отношение $I_{y,n}/I_0$ составило 0,88 для $\alpha \sim 1,5$ и 0,92 для $\alpha \sim 2,5$ (см. рис. 3, кривые 4).

На рис. 4 приведены графики зависимости коэффициента η_ϕ от отношения $I_{y,n}/I_0$ для одно-, двух-, трехзонной и энергетической моделей. Время пребывания ПС в модельной КД составило менее 10 мкс.

Из рис. 4 следует, что на режимах работы КД с коэффициентами избытка воздуха $\alpha \geq 2$ различия между рассматриваемыми моделями уменьшаются (при $\alpha = 2,5$ не превышают 5 %). При выборе конкретной модели для оценки полноты сгорания топлива следует учитывать диапазоны изменения значений $I_{y,n}/I_0$ и α . В табл. 2 приведены те модели, которые целесообразно использовать в зависимости от значений $I_{y,n}/I_0$ и α . Для моделей введены следующие

обозначения: ОЗ — однозонная; ДЗ — двухзонная; ТЗ — трехзонная; Э — энергетическая.

Как видно из табл. 2, двух- и трехзонная модели могут быть применены для всего рассматриваемого диапазона значений $I_{y,n}/I_0$ и α . Однозонная модель обеспечивает достаточную точность во всем диапазоне α при $I_{y,n}/I_0 > 0,9$, а применение энергетической модели ограничено диапазоном $I_{y,n}/I_0 > 0,9$ и $\alpha > 1$.

Анализ экспериментальных данных показал, что для рассматриваемых случаев справедливо распределение энергии, приведенное на рис. 5.

Из полученных данных следует, что значения η_w в рассматриваемых условиях составляют 0,75...0,84, а коэффициент, учитывающий физико-химическую неполноту сгорания ТТ, $\eta_\phi = 0,85 \dots 0,92$ при $\alpha = 1,5$ и $\eta_\phi = 0,9 \dots 0,94$ при $\alpha = 2,5$. Однако в этом случае возникают значительные потери тепла на диссоциацию ПС, которые могут достигать 30 %. Таким образом, в зависимости от режима работы ПВРД суммарный коэффициент использования энергии при сгорании топлива $\eta_\Sigma = 0,46 \dots 0,64$.

Выводы

1. При испытаниях КД по схеме с ПВП и моделированием температуры ВЭВП на входе $T_{вх}^* = 1\,000 \dots 2\,000$ К целесообразно использовать ГВВП с огневым подогревом при сгорании водорода или метана. При этом необходимо обеспечивать компенсацию кислородного баланса.

2. Для металлизированных и борсодержащих ТТ применение метана в качестве горючего ГВВП предпочтительнее, чем применение водорода, вследствие меньшего содержания паров воды в ВЭВП (для водорода — 17,4 %, для метана — 10 %). Однако применение метана приводит к появлению значительного количества CO_2 , массовая концентрация которого составляет ~12 % при имитации температуры ВЭВП 2 000 К.

3. Двух- и трехзонная модели могут быть применены для всего рассматриваемого диапазона $I_{y,n}/I_0$ и α . Однозонная модель обеспечивает достаточную точность во всем диапазоне α при $I_{y,n}/I_0 > 0,9$, а применение энергетической модели ограничено диапазоном $I_{y,n}/I_0 > 0,9$ и $\alpha > 1$. При обработке экспериментальных данных следует учитывать теплоотвод в стенки КД и влияние продуктов газификации материала теплозащитных вставок на рабочий процесс.

4. Дожигание продуктов газификации бор-содержащих ТТ в ВЭВП (с температурой ~ 1500 К) имеет высокую степень завершенности физико-химических процессов. При этом даже при относительно малом времени пребывания (менее 10 мкс) был достигнут коэффициент, учитывающий физико-химическую неполноту сгорания ТТ, $\eta_{\phi} = 0,85 \dots 0,92$ при $\alpha = 1,5$ и $\eta_{\phi} = 0,9 \dots 0,94$ при $\alpha = 2,5$. Однако в этом слу-

чае возникают значительные потери на диссоциацию ПС, которые могут достигать 30 %. Таким образом, суммарный коэффициент использования энергии при сгорании топлива $\eta_{\Sigma} = 0,46 \dots 0,64$.

5. Полученные результаты могут быть использованы на этапе экспериментальных исследований и испытаний КД ПВРД на ТТ для перспективных ЛА.

Литература

- [1] Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н., Сорокин В.А., Францкевич В.П., Яновский Л.С. *Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей*. Москва, Физматлит, 2009. 320 с.
- [2] Вареных Н.М., Шабунин А.И., Сарабьев В.И., Хрисантов М.В., Шибанов С.В., Калинин С.В. Основные направления разработки твердых пиротехнических топлив для воздушно-реактивных двигателей с повышенными энергобаллистическими характеристиками. *Боеприпасы и спецхимия*, 2013, № 1, с. 44–50.
- [3] Яновский Л.С., ред. *Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах*. Москва, Академкнига, 2006. 343 с.
- [4] Харитонов А.М. *Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1: Аэродинамические трубы и газодинамические установки*. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2005. 220 с.
- [5] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Ильченко М.А., Ананян М.В. Исследование эффективности рабочего процесса в малогабаритных генераторах высокоэнтальпийного воздушного потока. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 08, с. 75–86. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/798965.html> (дата обращения 01 сентября 2015).
- [6] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Тр. III Междунар. симп. «Горение и плазмохимия»*. Казахстан, 24–26 августа 2005. Алма-Ата, Казахский национальный ун-т. 2005, с. 52–57.
- [7] ГОСТ 23851-79. *Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения*.
- [8] Young G.B.W. *Basic Supersonic Ramjet Point-Design Performance*. USA, California, Santa Monica, The RAND Corporation, 1955. 49 p.
- [9] Прохоров А.Н. *Экспериментальные исследования влияния геометрических и режимных параметров топливных пилонов на эффективность рабочего процесса в камерах сгорания ГПВРД*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2003. 232 с.
- [10] Александров В.Ю. *Теоретический анализ и экспериментальные исследования на наземных стендах процессов смешения и горения в камерах сгорания применительно к проблемам создания и испытаний гиперзвуковых двигателей*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2003. 220 с.
- [11] Сорокин В.А., ред. *Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 303 с.
- [12] Аверьков И.С., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Гуськов О.В., Прохоров А.Н., Яновский Л.С. Особенности определения термодинамических параметров рабочего тела прямоточных воздушно-реактивных двигателей при неполном сгорании топлива. *Сб. тез. докл. всерос. науч.-техн. конф. «Авиадвигатели XXI века»*, Москва, ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2015, с. 1117–1118.

References

- [1] Bakulin V.N., Dubovkin N.F., Kotova V.N., Sorokin V.A., Frantskevich V.P., Ianovskii L.S. *Energoemkie goriuchie dlia aviatsionnykh i raketnykh dvigatelei* [Energy-intensive fuel for aircraft and rocket engines]. Moscow, Fizmatlit publ., 2009. 320 p.

- [2] Varenkyh N.M., Shabunin A.I., Sarab'ev V.I., Khrisantov M.V., Shibanov S.V., Kalinin S.V. Osnovnye napravleniia razrabotki tverdykh pirotekhnicheskikh topliv dlia vozdušno-reaktivnykh dvigatelei s povyshennymi energoballisticheskimi kharakteristikami [The main directions of development of solid fuels for pyrotechnic jet engines with increased performance energoballisticheskimi]. *Boepripasy i spetskhimiia* [Ammunition and special chemicals]. 2013, no. 1, pp. 44–50.
- [3] *Integral'nye priamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh* [Integral ram jet engines for solid fuels]. Ed. Ianovskii L.S. Moscow, Akademkniga publ., 2006. 343 p.
- [4] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Chast' 1. Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* [Techniques and methods aerophysical experiment. Pt. 1. Wind tunnels and gas dynamic installation]. Novosibirsk, NSTU publ., 2005. 220 p.
- [5] Aleksandrov V.Iu., Arefev K.Iu., Il'chenko M.A., Ananian M.V. Issledovanie effektivnosti rabocheho protsessa v malogabaritnykh generatorakh vysokoental'piinogo vozdušnogo potoka [Research of Workflow Efficiency in High-Enthalpy Air Flow Compact Generators]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education. Bauman MSTU]. 2015, no. 8, pp. 75–86. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/798965.html> (accessed 01 September 2015).
- [6] Trusov B.G. Programmnaia sistema TERRA dlia modelirovaniia fazovykh i khimicheskikh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh [TERRA software system for modeling phase and chemical equilibria at high temperatures]. *Tr. 3 Mezhdunarodnyi simpozium «Gorenie i plazmokhimiia»* [Proc. of the 3rd International Symposium «Combustion and Plasmochemistry»]. Almaty, Kazakhstan, 24–26 August 2005. Kazakh National University publ., 2005, pp. 52–57.
- [7] GOST 23851-79. *Dvigateli gazoturbinnye aviatsionnye. Terminy i opredeleniia* [State Standard 23851-79. Avia cas turbine engine. Terms and definitions]. Moscow, Standardinform publ., 1979.
- [8] Young G.B.W. *Basic Supersonic Ramjet Point-Design Performance*. USA, California, Santa Monica, RAND Corporation, 1955. 49 p.
- [9] Prokhorov A.N. *Eksperimental'nye issledovaniia vliianiia geometricheskikh i rezhimnykh parametrov toplivnykh pilonov na effektivnost' rabocheho protsessa v kamerakh sgoraniia GPVRD*. Diss. kand. tekhn. nauk [Experimental study of the effect of geometrical and operational parameters of fuel pylons on workflow efficiency in the combustion chambers scramjet. Cand. of tech. sci. diss.]. Moscow, 2003. 232 p.
- [10] Aleksandrov V.Iu. *Teoreticheskii analiz i eksperimental'nye issledovaniia na nazemnykh stendakh protsessov smesheniia i gorenii v kamerakh sgoraniia primenitel'no k problemam sozdaniia i ispytanii giperzvukovykh dvigatelei*. Diss. kand. tekhn. nauk [The theoretical analysis and experimental research on the ground stands the processes of mixing and burning in combustion chambers in relation to the problems of creating and testing hypersonic engines. Cand. of tech. sci. diss.]. Moscow, 2003. 220 p.
- [11] *Konstruktsiia i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* [The construction and design of composite rocket engines for solid fuels]. Ed. Sorokin V.A. Moscow, Bauman Press, 2014. 303 p.
- [12] Aver'kov I.S., Aleksandrov V.Iu., Arefev K.Iu., Voronetskii A.V., Gus'kov O.V., Prokhorov A.N., Ianovskii L.S. Osobennosti opredelenie termodinamicheskikh parametrov rabocheho tela priamotochnykh vozdušno-reaktivnykh dvigatelei pri nepolnom sgoranii topliva [Features of the definition of the thermodynamic parameters of the working medium ramjet engine during incomplete combustion of fuel]. *Sbornik tezisov dokladov Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii «Aviadvigateli 21 veka»* [Abstracts of the All-Russian Scientific and Technical Conference «Aero Engines of 21 Century»]. Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova publ., 2015, pp. 1117–1118.

Информация об авторах

АЛЕКСАНДРОВ Вадим Юрьевич (Москва) — кандидат технических наук, заместитель начальника отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

АРЕФЬЕВ Константин Юрьевич (Москва) — кандидат технических наук, сотрудник кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана; инженер-конструктор отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: arefyev@rambler.ru).

ПРОХОРОВ Александр Николаевич (Москва) — заместитель генерального директора по аэрокосмическим двигателям. ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: prokhorov@ciam.ru).

ФЕДОТОВА Ксения Викторовна (Москва) — ассистент кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана; младший научный сотрудник. ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: arefyev@rambler.ru).

ШАРОВ Михаил Сергеевич (Москва) — кандидат технических наук, ведущий инженер по испытаниям ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2).

ЯНОВСКИЙ Леонид Самойлович (Москва) — доктор технических наук, начальник отдела «Специальные авиационные двигатели и химмотология». ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: yanovskiy@ciam.ru).

Information about the authors

ALEKSANDROV Vadim Yurievich (Moscow) — Candidate of Science, Deputy Head, Department of Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2, e-mail: aleksandrov@ciam.ru).

AREFYEV Konstantin Yurievich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), employee of «Rocket Engines» Department. Bauman Moscow State Technical University. Design Engineer of «Aerospace Engines» Department. Central Institute of Aviation Motors n. a. P.I. Baranov (CIAM, Aviamotornaya str., 2, 111116, Moscow, Russian Federation, e-mail: arefyev@rambler.ru).

PROKHOROV Aleksandr Nikolaevich (Moscow) — Deputy General Director for Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2, e-mail: prokhorov@ciam.ru).

FEDOTOVA Kseniya Viktorovna (Moscow) — Assistant Lecturer, Department of Rocket Engines. Bauman Moscow State Technical University. Junior Research Scientist. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2, e-mail: arefyev@rambler.ru).

SHAROV Mikhail Sergeevich (Moscow) — Candidate of Science, Leading Engineer for Testing. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2).

YANOVSKIY Leonid Samoilovich (Moscow) — Doctor of Science, Head of Department of Special Aviation Motors and Chemmotology. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya str., 2, e-mail: yanovskiy@ciam.ru).