

УДК 629.7.018.7

doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-86-97

## Методические аспекты определения тяги безроторных воздушно-реактивных двигателей при стендовых и летных испытаниях

В.Л. Семенов<sup>1</sup>, В.Ю. Александров<sup>1</sup>, А.Н. Прохоров<sup>1</sup>, К.Ю. Арефьев<sup>1,2</sup>,  
С.В. Кручков<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана

## Methodological Aspects of Determining Thrust of Irrotational Air-Breathing Jet Engines in Bench and Flight Tests

V.L. Semenov<sup>1</sup>, V.Y. Aleksandrov<sup>1</sup>, A.N. Prokhorov<sup>1</sup>, K.Y. Arefyev<sup>1,2</sup>,  
S.V. Kruchkov<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University

Рассмотрены методические аспекты косвенного определения тяговых характеристик безроторных воздушно-реактивных двигателей с использованием данных телеметрии, которые можно получить в процессе летных испытаний высокоскоростных летательных аппаратов. Описаны особенности нахождения тяговых характеристик при стендовых и летных испытаниях. Разработан математический аппарат для анализа данных и количественной оценки тяги и удельного импульса безроторного воздушно-реактивного двигателя по внутренним параметрам, а также его эффективной тяги в интеграции с высокоскоростным летательным аппаратом. Проведена апробация предложенных подходов и валидация разработанных математических моделей по результатам стендовых экспериментальных исследований тяговых характеристик модельных безроторных воздушно-реактивных двигателей в интеграции с имитатором фюзеляжа высокоскоростного летательного аппарата. Показана удовлетворительная сходимость результатов косвенных и прямых (реализованных на стенде) измерений сил. Полученные данные могут быть применены при разработке методик и анализе стендовых и летных испытаний летательных аппаратов с безроторными воздушно-реактивными двигателями.

**Ключевые слова:** безроторный воздушно-реактивный двигатель, высокоскоростной летательный аппарат, тяга двигателя, удельный импульс, распределение давления, математическая модель

This article examines methodological aspects of the indirect calculation of thrust characteristics of irrotational air-breathing jet engines using telemetry data that can be obtained during high-speed aircraft flight tests. Specific features of determining thrust characteristics during bench and flight tests are described. Mathematical models are developed for data analysis and calculation of the thrust and the specific impulse of an irrotational air-breathing jet engine by internal parameters, as well as its effective thrust in integration with a high-speed aircraft. The proposed approaches are tested, and the developed mathematical models are validated according to the results of experimental

bench tests of the thrust characteristics of irrotational air-breathing jet engines in integration with a model fuselage of a high-speed aircraft. Satisfactory convergence of the results of indirect and direct (experimental) force measurements is shown. The data obtained can be used for further development of the method and analysis of bench and flight tests of aircraft with irrotational air-breathing jet engines.

**Keywords:** irrotational air-breathing jet engine, high-speed aircraft, engine thrust, specific impulse, pressure loading, numerical model

Прогрессивное развитие средств для трансконтинентальных и суборбитальных перевозок грузов и пассажиров связано с появлением перспективных аэрокосмических транспортных систем на базе высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) [1].

Одним из проблемных аспектов создания высокоскоростных ЛА является разработка силовых установок, способных обеспечить высокие показатели энергоэффективности. В основе таких силовых установок целесообразно использовать безроторные воздушно-реактивные двигатели (ВРД) [1, 2].

Вопросам создания безроторных ВРД уделяется большое внимание при реализации международных (в частности, HEXAFly-INT [3]) и национальных проектов в России, США, ЕС, Китае, Индии и в других странах [4].

Современные проекты по разработке перспективных аэрокосмических транспортных систем находятся на стадии концептуальных и фундаментальных исследований. Однако проведенные к настоящему времени стендовые испытания [5], подтвердившие возможность реализации активного полета высокоскоростного ЛА с безроторными ВРД, дают основание планировать необходимость дальнейших летных исследований [6].

Определение тяговых характеристик двигателя в полете является актуальной и сложной задачей при разработке любого типа ЛА. Применительно к безроторным ВРД, которые имеют значительную степень интеграции с фюзеляжем ЛА и при работе находятся под воздействием набегающего высокоскоростного и высокоэнтальпийного потока воздуха, сложность этой задачи значительно возрастает.

Большое внимание уделяется разработке способа нахождения тяговых характеристик в полете по результатам измерения параметров рабочего процесса безроторного ВРД [7, 8]. Но в двигателях для летных испытаний количество измеряемых параметров обычно ограничено, а сами испытания дороги. Это предопределяет необходимость сочетания результатов стендовых и летных

испытаний для определения реальных тяговых характеристик безроторных ВРД.

Цель работы — разработка математической модели для определения тяговых характеристик по результатам измерения параметров рабочего процесса в проточном тракте двигателя. В частности, предлагается использовать измерения распределения статического давления, которые могут быть выполнены с достаточной точностью и в полете, и при испытаниях на стенде.

**Особенности определения тяговых характеристик высокоинтегрированной системы безроторный ВРД + ЛА.** В соответствии с методологическим подходом, наиболее часто применяемым при создании перспективных силовых установок для аэрокосмической техники, перед проведением летных испытаний необходимо выполнить полный цикл стендовых испытаний, в процессе которых должны быть подтверждены основные характеристики двигателя, в том числе зависимость тяги и удельного импульса от рабочих параметров в заданном диапазоне.

Для безроторных ВРД характерна высокая степень интеграции с фюзеляжем ЛА. В этом случае обычно сложно выявить физическую границу между двигателем и фюзеляжем. С учетом этого для однозначной трактовки представленных далее результатов выделим некоторые терминологические особенности в определении сил, действующих на ЛА. Рас-

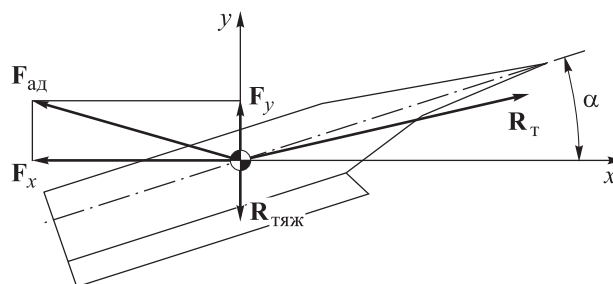


Рис. 1. Составляющие суммарной силы, действующей на ЛА

смотрим скоростную систему координат [9], связанную с центром масс ЛА (рис. 1).

В скоростной системе координат ось  $x$  сонаправлена с вектором скорости ЛА. Угол атаки  $\alpha$  связывает ось  $x$  и основную строительную горизонталь ЛА.

Тяга двигателя  $R_t$  по внутренним параметрам определяется как разность векторов входного  $P_{вх}$  и выходного  $P_{вых}$  импульсов потока рабочего тела в проточном тракте двигателя [2]. В рамках настоящей статьи будем понимать, что проточный тракт безроторного ВРД начинается от входа в воздухозаборное устройство (там, где набегающий поток воздуха еще не возмущен) и заканчивается в сечении выхода из сопла. При этом сопротивление внутреннего проточного тракта двигателя учитывается путем снижения импульса в сечении выхода из сопла.

Для работающего безроторного ВРД обычно выполняется неравенство  $|P_{вых}| \geq |P_{вх}|$  и тяга может иметь положительную проекцию на ось  $x$ . При полете с выключенным двигателем и реализации протока воздуха через него (из-за неинтегрируемости течения вследствие сопротивления и теплоотвода в стенке) знак неравенства меняется:  $|P_{вых}| < |P_{вх}|$ . В этом случае двигатель создает силу, проекция которой на ось  $x$  имеет отрицательное значение, дополнительно тормозящее ЛА.

Все остальные силы, действующие на интегрированную систему безроторный ВРД + ЛА (кроме тяги двигателя по внутренним параметрам и силы тяжести  $R_{тяж}$ ), будем относить к интегральной аэродинамической силе  $F_{ад}$ , условно отнесенной к фюзеляжу ЛА. Эта сила может быть разложена на сопротивление  $F_x$  и подъемную силу  $F_y$ . Сопротивление направлено вдоль оси  $x$ , а подъемная сила — вдоль оси  $y$ .

Проекцию суммы силы сопротивления и тяги двигателя по внутренним параметрам на ось  $x$  будем называть эффективной тягой безроторного ВРД. Использование такого термина связано с тем, что практически весь ЛА является мотогондолой, сопротивление которой равно  $F_x$ . В случае горизонтального полета при положительной эффективной тяге реализуется ускорение ЛА, при тяге, равной нулю, — движение с постоянной скоростью, а при отрицательной тяге — торможение.

Рассмотрим особенности стендовых испытаний безроторных ВРД. Следует отметить, что тяговые характеристики таких двигателей

наиболее достоверно можно определить только при их испытаниях в составе фюзеляжа или его имитатора. Это является следствием высокой степени интеграции безроторного ВРД и фюзеляжа, в частности объединения воздухозаборного устройства и реактивного сопла. Далее систему безроторный ВРД + фюзеляж ЛА, предназначенную для испытаний в стендовых или летных условиях, будем называть объектом испытаний (ОИ).

При огневых испытаниях ОИ на стенде должны быть воспроизведены высотно-скоростные условия полета. Для этого ОИ устанавливаются в проточном тракте стенда. Как видно из схемы, приведенной на рис. 2, ОИ 3 расположен вблизи сечения выхода из аэродинамического сопла 1 в стендовом диффузоре 4 и закреплен через стендовый пилон 5 на динамометрической платформе 6. Последняя установлена на упругих лентах сжатия 7, которые соединены с неподвижным основанием стенда 8. Для измерения продольной составляющей силы использован датчик 9.

Испытания проводят следующим образом. Через аэродинамическое сопло ОИ обдувается высокоэнthalпийным потоком. При этом в конусе Маха 2 создаются условия практически равномерного течения потока с параметрами, максимально приближенными к натурным. В ряде случаев нет технической возможности для размещения в конусе Маха ОИ целиком. Однако для надлежащей работы силовой установки достаточно, чтобы только воздухозаборное устройство ОИ полностью располагалось в конусе Маха, что реализуется для большинства исследуемых объектов на стендах ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

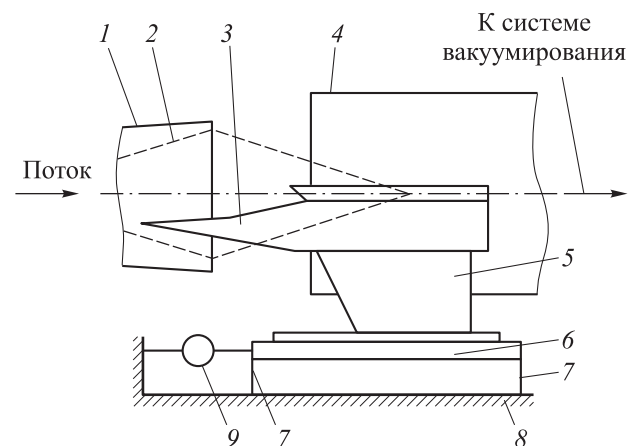


Рис. 2. Схема установки ОИ в проточном тракте стенда

Отметим, что для создания высокоэнтальпийного потока можно использовать подогреватели воздуха огневого [10] или других типов [11]. При испытаниях часть высокоэнтальпийного потока, выходящего из аэродинамического сопла, попадает в воздухозаборное устройство ОИ, а оставшаяся часть обдувает ОИ снаружи. Для создания высотных условий применяют системы вакуумирования эксгаустрного или эжекторного типа [12].

Суммарная сила от аэродинамического сопротивления ОИ (со стендовым пилоном) и тяги двигателя передается на динамометрическую платформу. Значение проекции этой силы в направлении оси стенда регистрирует датчик, сигнал от которого обрабатывается стендовой автоматизированной информационно-измерительной системой. Также в процессе испытаний осуществляются измерения статического давления газа и температуры стенок по длине проточного тракта ОИ.

В начале и в конце серии испытаний проводят продувки без подачи горючего в ОИ, что позволяет определить его продольную составляющую аэродинамического сопротивления в стендовых условиях. Другие эксперименты в серии обычно выполняют с подачей горючего в ОИ, обеспечивая заданные расходы горючего, соответствующие режимам испытаний.

Таким образом, в процессе экспериментальных исследований удается установить зависимость эффективной тяги ОИ от коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ( $K_C$ ), а также от других характеристик рабочего процесса в исследуемом диапазоне параметров и режимов работы.

*Рассмотрим особенности летных испытаний.* Как показали первые в мире летные испытания водородного безроторного ВРД по программе «Холод» [6], диагностировать рабочий процесс двигателя и определить его тягу по внутренним параметрам и эффективную тягу можно только косвенными методами. При этом можно использовать внутренние и внешние системы пространственного позиционирования высокоскоростного ЛА, системы определения параметров в проточном тракте двигателя (давления и температуры), а также измерения других характеристик (положений регулирующих устройств, расходов компонентов горючего).

Особенностью проведения летных испытаний высокоскоростных ОИ является то, что количество каналов телеметрии обычно огра-

ничено, а полученная в ходе испытаний информация может быть искажена в силу различных обстоятельств, связанных как с измерениями, так и с передачей данных.

Наиболее часто тяговые характеристики ВРД в полете определяются по измерениям компонент ускорения ЛА [8, 13]. Для высокоскоростных ЛА непрерывное использование систем позиционирования затруднено или обладает ограниченным функционалом. В частности, имеются большие сложности при согласовании положения ЛА в пространстве с направлением вектора тяги двигателя, которые возникают как при применении бортовых акселерометров, так и при радиолокационных или спутниковых навигационных измерениях параметров траектории полета. Также при траекторных измерениях следует учитывать нестационарность атмосферных факторов, что не удается сделать с высокой степенью достоверности для ряда случаев.

Поэтому в процессе летных испытаний при определении тяговых характеристик безроторных ВРД следует ориентироваться не только на результаты анализа траекторных параметров, но и на обработку данных измерений параметров рабочего процесса в двигателе. Это предопределяет необходимость сочетания результатов численного моделирования, стендовых и летных испытаний для выявления реальных тяговых характеристик безроторных ВРД.

Чтобы выполнить такой комплексный анализ экспериментальных данных, необходимо разработать специализированную математическую модель, позволяющую определять характеристики безроторных ВРД по результатам ограниченного количества измерений.

**Математическая модель.** Сначала рассмотрим математическую модель, предназначенную для обработки прямых измерений силы, создаваемой ОИ при стендовых испытаниях. Исследуем случай установки ОИ в стенде без угла скольжения. Пример регистрации продольной силы и полного давления набегающего высокоэнтальпийного воздушного потока, а также массового расхода горючего приведен на рис. 3. Здесь  $G/G_{\max}$  — отношение массового расхода горючего к его максимальному значению;  $R/R_{\max}$  — отношение суммарной силы, регистрируемой на стенде, к ее максимальному значению;  $p/p_{\max}$  — отношение полного давления набегающего потока, к его максимальному значению;  $t$  — время.

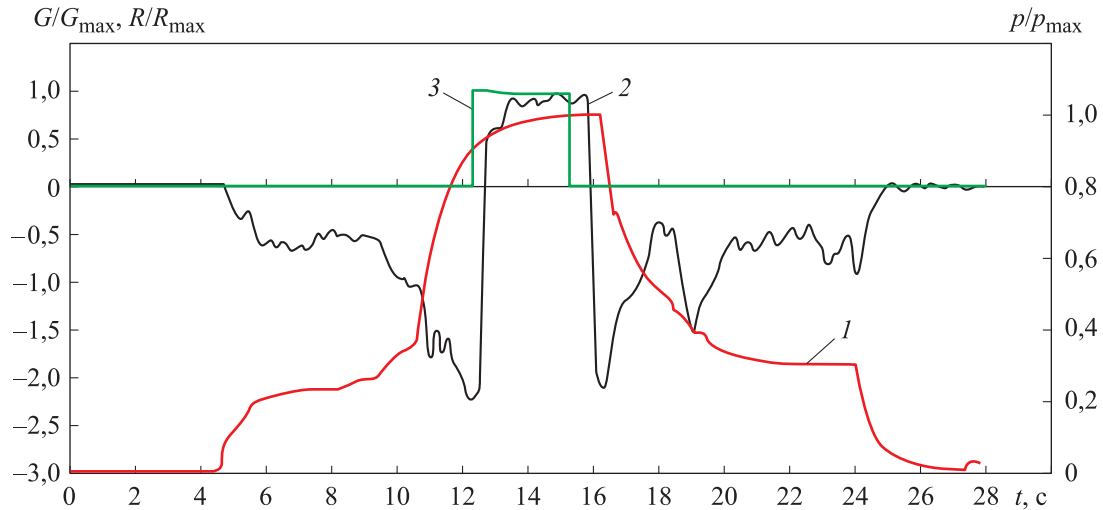


Рис. 3. Пример регистрации параметров рабочего процесса двигателя во время испытания:  
1 —  $p/p_{max}$ ; 2 —  $R/R_{max}$ ; 3 —  $G/G_{max}$

Из рис. 3 следует, что до подачи горючего в КС при обдуве ОИ высокоэнтальпийным воздушным потоком возникает направленное по потоку сопротивление  $R^-$  фюзеляжа с двигателем. Через некоторый интервал времени после открытия клапана горючего, определяемый временем заполнения подводящих патрубков и воспламенения в КС, горючее поступает в КС двигателя и создается тяга. С учетом принятого объединения двигателя и фюзеляжа в мотогондолу проводят прямое измерение (в стендовых условиях) эффективной тяги  $R^+$  безроторного ВРД.

Чтобы найти тягу двигателя по внутренним параметрам, обозначим основные положения математической модели. Для этого рассмотрим схематизацию измерения сил в процессе испытания (рис. 4). В любой момент времени на стенде регистрируется суммарная сила

$$R = -|F_x| + |P_{вых}| \cos(\alpha + \beta) - |P_{вх}|, \quad (1)$$

где  $\beta$  — угол отклонения вектора импульса потока от основной строительной горизонтали ОИ в сечении выхода из сопла двигателя, принятый в качестве допущения постоянным при всех режимах работы безроторного ВРД.

Обозначим импульс потока в сечении выхода из сопла выключенного двигателя как  $P_{вых}^-$ , а включенного двигателя как  $P_{вых}^+$ . Причем до его включения импульс  $|P_{вых}^-|$  обычно меньше  $|P_{вых}^+|$  после его выключения. Это является следствием прогрева стенок проточного тракта двигателя, что способствует снижению теплоотвода в стенки и изменению силы трения. В качестве допущения примем, что после

установления в подогревателе стенда рабочего режима величины  $|F_x|$  и  $|P_{вх}|$  в процессе эксперимента практически не изменяются.

Импульс потока в произвольном сечении  $i$  определяется выражением

$$P_i = G_i w_i + (p_i - p_{отн}) F_i n. \quad (2)$$

Здесь  $G_i$  — массовый расход газа через площадь сечения  $F_i$ ;  $w_i$  — скорость газа;  $p_i$  — статическое давление в сечении;  $p_{отн}$  — относительное давление (принятое равным статическому давлению набегающего потока воздуха);  $n$  — нормаль к поверхности сечения.

Из уравнения (2) следует, что  $P_{вх} = G_B w_{п}$  ( $G_B$  — массовый расход воздуха через двигатель;  $w_{п}$  — скорость полета или скорость набегающего на ОИ потока), в то время как  $P_{вых}$

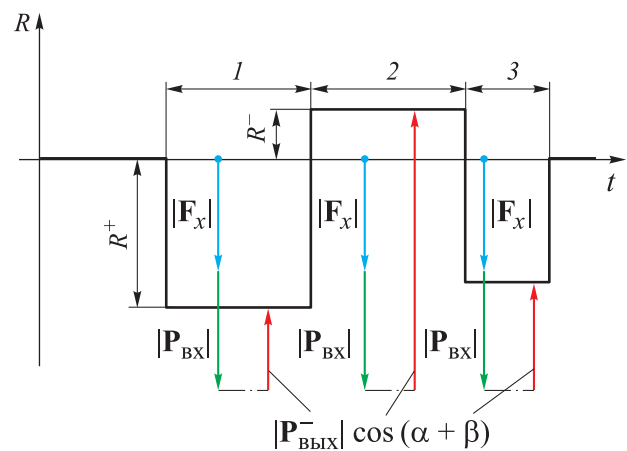


Рис. 4. Схематизация измерения сил:  
1 и 3 — до и после включения двигателя;  
2 — при включенном двигателе

зависит от режима эксплуатации двигателя и эффективности протекания рабочего процесса.

Следует подчеркнуть, что величины  $G_B$ ,  $|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-|$  и  $\beta$  в режиме без подачи горючего могут быть определены из предварительных расчетов или экспериментов [14–17, 19, 20].

После измерения сопротивления  $R^-$  в соответствии с уравнением (1) определяется величина  $|\mathbf{F}_x|$ . Отметим, что ее также можно получить с помощью численного моделирования или аэродинамических модельных продувок. Такой подход позволяет осуществить валидацию данных и уточнить значение силы сопротивления ОИ.

Чтобы определить тягу двигателя по внутренним параметрам, необходимо зарегистрировать импульс потока  $|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^+|$ . Для этого используем измеренные величины  $R^-$  и  $R^+$  и значение угла атаки  $\alpha$  (в соответствии с установкой ОИ в проточном тракте стенда). В режиме работающего двигателя из уравнения (1) с учетом принятых допущений следует

$$|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^+| = \frac{R^+ + |\mathbf{F}_x| + |\mathbf{P}_{\text{ВХ}}|}{\cos(\alpha + \beta)} = \frac{R^+ - R^-}{\cos(\alpha + \beta)} + |\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-|. \quad (3)$$

Таким образом, с помощью уравнения (3) и известных (из расчетов или предварительных экспериментов) величин  $|\mathbf{F}_x|$ ,  $|\mathbf{P}_{\text{ВХ}}|$  и  $\beta$  или  $|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-|$  и  $\beta$  можно определить значение  $|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^+|$  и, соответственно, тягу двигателя по внутренним параметрам:  $R_T = P_{\text{ВХ}} - P_{\text{ВЫХ}}^+$ .

При отсутствии прямого измерения сил, действующих на ОИ, алгоритм косвенного измерения тяги двигателя по внутренним параметрам несколько изменяется. Отметим, что представленный далее подход можно применять при стендовых и летных испытаниях. В этом случае наиболее важным является измерение распределения давления по стенкам проточного тракта безроторного ВРД с переменным сечением.

Примеры распределения давления  $p$  и изменения площади поперечного сечения проточного тракта  $A$  безроторного ВРД вдоль оси  $x'$ , сонаправленной с основной строительной горизонталью, приведены на рис. 5, а и б. На рис. 5, в выделены три характерных сечения проточного тракта безроторного ВРД: 1 — сечение входа в двигатель; 2 — горловое сечение; 3 — сечение выхода из сопла двигателя.

С учетом силы давления и вязкого трения газа о стенки проточного тракта двигателя [18]

проекция модуля импульса потока  $|\mathbf{P}|$  на ось  $x'$  определяется из следующего дифференциального уравнения:

$$\frac{d|\mathbf{P}|}{dx'} = p \frac{dA}{dx'} - SC_f \frac{\rho w^2}{2}, \quad (4)$$

где  $S$  — оmyаемый газом периметр;  $C_f$  — коэффициент трения о стенки,  $C_f = C_{f0} \times \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2\right)^{-0,55}$  [18],  $C_{f0} = 0,003$ ,  $r = 0,89$ ,  $k$  — показатель адиабаты;  $M$  — число Маха;  $\rho$  и  $w$  — плотность и скорость газа.

Уравнение (4) справедливо для течения потока в проточном тракте с замкнутым периметром, поэтому его целесообразно использовать для расчета импульса потока в промежутке от горлового до выходного сечений проточного тракта (см. рис. 5). Импульс в горловом сечении  $\mathbf{P}_T$  достаточно точно определяется с помощью современных численных методов моделирования или предварительных экспериментов [14–17]. Поэтому с учетом свойства аддитивности модуль импульса потока в выходном сечении при угле атаки  $\alpha = 0$  следует вычислять по выражению

$$|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}| = |\mathbf{P}_T| + \int_{x'_T}^{x'_{\text{ВЫХ}}} \left( p \frac{dA}{dx'} - SC_f \frac{\rho w^2}{2} \right) dx', \quad (5)$$

где  $x'_T$  и  $x'_{\text{ВЫХ}}$  — координаты горлового и выходного сечения.

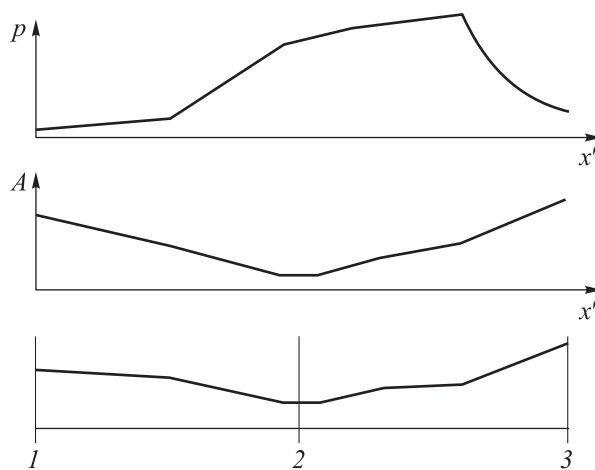


Рис. 5. Примеры распределения давления  $p$  (а) и изменения площади поперечного сечения проточного тракта  $A$  (б) вдоль оси  $x'$ , сонаправленной с основной строительной горизонталью, и контур безроторного ВРД (в): 1 — сечение входа в двигатель; 2 — горловое сечение; 3 — сечение выхода из сопла двигателя

В зависимости от используемых распределений параметров газового потока (в режиме с включенным или выключенным двигателем) с помощью уравнения (5) можно рассчитать  $\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^+$  или  $\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-$  соответственно. При известных значениях импульса потока на входе и сопротивлении ЛА могут быть определены тяга двигателя по внутренним параметрам и эффективная тяга интегрированной системы безроторный ВРД + ЛА в стендовых или летных условиях соответственно.

Значения тяги двигателя по внутренним параметрам при одинаковых распределениях давлений на стенках для стендовых и летных испытаний будут практически совпадать. Величины эффективной тяги интегрированной системы безроторный ВРД + ЛА в стендовых и летных условиях различаются вследствие неполного размещения ОИ в конусе Маха (на стенде) и некоторых отличий термодинамических свойств реального и модельного потоков воздуха.

Практическое использование уравнения (5) сводится к дискретному суммированию параметров на  $N$  участках проточного тракта двигателя, для которых проводятся измерения давления:

$$|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}| = |\mathbf{P}_{\text{Г}}| + \sum_{i=0}^N (p_i \Delta A_i) - \sum_{i=0}^N \left( S_i C_{fi} \frac{\rho_i w_i^2}{2} \Delta x_i' \right), \quad (6)$$

где  $p_i$ ,  $\rho_i$ ,  $w_i$  и  $C_{fi}$  — соответственно давление, плотность, относительная скорость газа и коэффициент трения о стенки на  $i$ -м участке длиной  $\Delta x_i'$ ,  $\Delta A_i$  — разница площадей поперечного сечения на выходе и входе участка;  $S_i$  — средний на  $i$ -м участке омываемый газом периметр проточного тракта.

Введем обозначение  $|\mathbf{F}_{\text{ТР}}| = \int_{x_1'}^{x_{\text{ВЫХ}}'} S C_f \frac{\rho w^2}{2} dx' = \sum_{i=0}^N \left( S_i C_{fi} \frac{\rho_i w_i^2}{2} \Delta x_i' \right)$  — сила трения газа о стенки проточного тракта двигателя, рассчитываемая для общего случая и дискретного суммирования.

Так как прямое определение параметров  $\rho_i$ ,  $w_i$ ,  $C_{fi}$  для потока газа с горением требует введения ряда допущений, которые в свою очередь приводят к существенным неточностям получаемых результатов, целесообразно проводить косвенное измерение силы трения при стендовых испытаниях безроторного ВРД.

С помощью уравнений (3) и (6) сила трения вычисляется следующим образом:

$$\begin{aligned} |\mathbf{F}_{\text{ТР}}| &= |\mathbf{P}_{\text{Г}}| + \sum_{i=0}^N (p_i \Delta A_i) - \frac{R^+ - R^-}{\cos(\alpha + \beta)} - |\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-| = \\ &= |\mathbf{P}_{\text{Г}}| + \sum_{i=0}^N (p_i \Delta A_i) - \frac{R^+ + |\mathbf{F}_{\text{ТР}}| + |\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}^-|}{\cos(\alpha + \beta)}. \end{aligned}$$

Принимая во внимание, что для условий, реализуемых в стендовых и летных испытаниях, сопротивление трения потока в тракте двигателя практически одинаковое, силу трения  $|\mathbf{F}_{\text{ТР}}|$ , полученную в результате обработки стендовых испытаний, можно применять для оценки тяговых характеристик безроторного ВРД в полете. В частности, импульс в выходном сечении будет определяться уравнением

$$|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}| = |\mathbf{P}_{\text{Г}}| + \sum_{i=0}^N (p_i \Delta A_i) - |\mathbf{F}_{\text{ТР}}|. \quad (7)$$

В реальных условиях проточный тракт летного экземпляра двигателя нельзя препарировать так же детально, как стендовый. Поэтому по данным стендового испытания проводят аналогичный расчет с применением сокращенного количества измерений статического давления, аналогичного измерениям на экземплярах летной конструкции. Полученный результат сопоставляют с данными стендовых испытаний с полной препарировкой и при необходимости вводят поправочные коэффициенты.

С помощью значения  $|\mathbf{P}_{\text{ВЫХ}}|$  и уравнения (7) можно определить тягу двигателя по внутренним параметрам  $\mathbf{R}_{\text{Г}}$  и его эффективную тягу в интеграции с высокоскоростным ЛА.

**Апробация математической модели по результатам стендовых испытаний ОИ.** Для апробации предложенной методики рассмотрены стендовые испытания двух конструктивно подобных объектов ОИ 1 и ОИ 2 с практически одинаковыми габаритными размерами, но с различными конфигурациями КС и реактивного сопла.

По результатам испытаний получены значения  $R^+$ ,  $R^-$  и распределение статического давления по длине проточного тракта.

Испытания ОИ 1 и ОИ 2 проведены при практически одинаковых параметрах набегающего воздушного потока: при скоростном напоре  $\sim 22$  кПа и температуре торможения  $> 1500$  К.

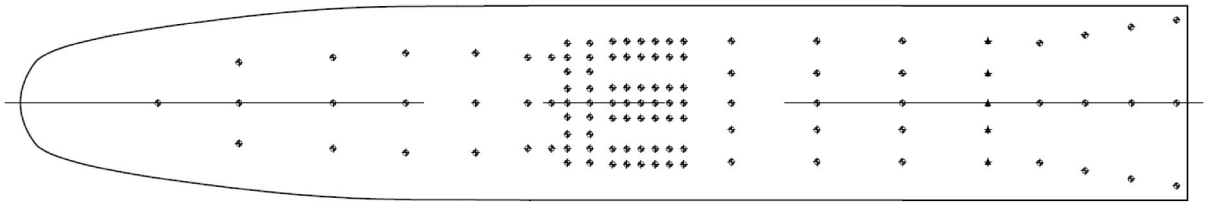


Рис. 6. Схема препарировки проточного тракта двигателя

В качестве примера на рис. 6 приведена схема препарировки проточного тракта входного устройства и двигателя, а на рис. 7 — распределения статического давления по его внутреннему тракту для двух режимов: с подачей и горением горючего и без подачи горючего в КС.

После воспламенения горючего с воздухом в проточном тракте двигателя происходит повышение статического давления. Это повышение в первую очередь зависит от коэффициента

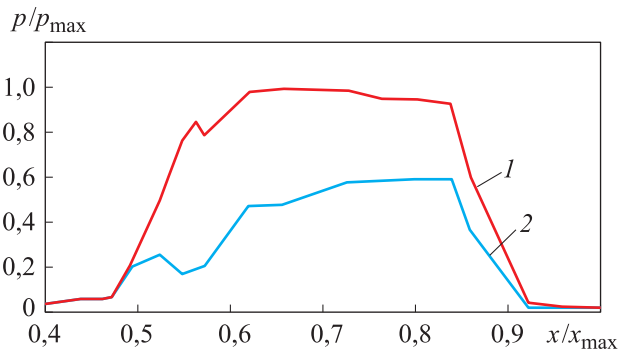


Рис. 7. Распределение статического давления по внутреннему тракту двигателя для двух режимов:

- 1 — с подачей и горением горючего;
- 2 — режим без подачи горючего в КС

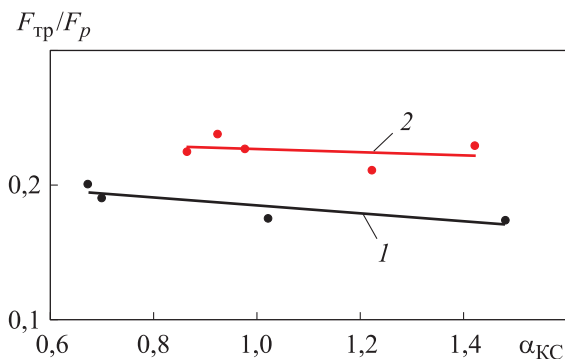


Рис. 8. Зависимость отношения сил  $F_{тр}/F_p$  от коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{KC}$  для ОИ 1 (1) и ОИ 2 (2)

точки — данные эксперимента;  
 прямые — их аппроксимация

избытка воздуха в КС  $\alpha_{KC}$  и составляет  $p'_{KC}/p_{KC} = 1,8 \dots 2,0$  для ОИ 1 и  $p'_{KC}/p_{KC} = 1,40 \dots 1,65$  для ОИ 2. Здесь  $p_{KC}$  и  $p'_{KC}$  — средние давления в КС до и после воспламенения горючего.

В соответствии с изложенной методикой выполнен анализ силы трения газа о стенки проточного тракта ОИ 1 и ОИ 2. На рис. 8 приведена зависимость силы трения, отнесенной к силе, создаваемой в проточном тракте давлением газа  $F_p = \sum_{i=0}^N (p_i \Delta A_i)$ . Обработка эксперимента проведена для участков проточного тракта ОИ 1 и ОИ 2 от горловых сечений до сечений выхода из сопла двигателей.

В диапазоне коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{KC} = 0,67 \dots 1,47$  для исследуемых ОИ получено соотношение  $F_{тр} = 17 \dots 23 \% F_p$ . Это свидетельствует о том, что сила трения газа о стенки проточного тракта безроторного ВРД оказывает значительное влияние на импульс потока на выходе.

Эксперименты показали, что с увеличением коэффициента избытка воздуха в рассматриваемом диапазоне параметров снижение отношения сил  $F_{тр}/F_p < 0,03$ , что составляет не более 14 % первоначального значения. Такое незначительное изменение  $F_{тр}/F_p$  объясняется одновременным уменьшением коэффициента динамической вязкости газа и степени повышения давления при повышении  $\alpha_{KC}$ .

Следует отметить, что у различных конфигураций проточного тракта, характерных для ОИ 1 и ОИ 2 (скорость течения газа в ОИ 2 больше на 13...14 %, чем в ОИ 1), разница значений  $F_{тр}/F_p$  не превышает 27 % при одинаковых режимах работы двигателя.

Таким образом, предложенная методика может дать возможность проводить косвенные измерения тяговых характеристик безроторных ВРД в процессе стендовых и летных испытаний.



## Выводы

1. Разработанная математическая модель позволяет выполнять прямые и косвенные измерения тяговых характеристик безроторных ВРД в стендовых условиях, используя датчик силы, действующей на ОИ, и датчики статического давления по стенкам проточного тракта. Путем сопоставления результатов прямых и косвенных измерений можно оценить силу трения газа о стенки проточного тракта двигателя.

2. Анализ ряда экспериментов показал, что для исследуемых ОИ в диапазоне коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{КС} = 0,67...1,47$  осевая со-

ставляющая силы трения от 17 до 23 % проекции сил, возникающих в результате воздействия давления газа. С увеличением коэффициента избытка воздуха в рассматриваемом диапазоне параметров происходит снижение (не более чем на 14 %) относительного влияния сил трения.

3. Предложенная математическая модель и полученные результаты могут быть использованы при разработке методик и анализе тяги безроторного ВРД по внутренним параметрам и его эффективной тяги в интеграции с высокоскоростным ЛА при стендовых и летных испытаниях.

## Литература

- [1] Дегтярь В.Г., Сон Э.Е. *Гиперзвуковые летательные аппараты*. Том. 1. Москва, Янус-К, 2016. 812 с.
- [2] Шляхтенко С.М., ред. *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1987. 568 с.
- [3] Pezzella G., Marini M., Cicala M., Vitale A., Langener T., Steelant J. Aerodynamic Characterization of HEXAFly Scramjet Propelled Hypersonic Vehicle. *32<sup>nd</sup> AIAA Aviation (Applied Aerodynamics Conference), AIAA 2014-2844*, 16–20 June 2014, Atlanta, GA, USA, code 106134.
- [4] Arefyev K.Yu., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N. Analysis of development trends of power units for high-speed flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1147, pp. 1–15, doi: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055
- [5] Steelant J., Villace V.I., Marini M., Pezzella G., Reimann B., Chernyshev S.L., Gubanov A.A., Talyzin V.A., Voevodenko N.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Neely A.J., Kennell C., Verstraete D., Buttsworth D. Numerical and experimental research on aerodynamics of a high-speed passenger vehicle within the HEXAFly-INT project. *30<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016*, Daejeon Convention Center, South Korea, 25–30 September 2016, code 126186.
- [6] Виноградов В.А., Семенов В.Л., Шихман Ю.М. К 15-летию первого в мире летного испытания ГПВРД на жидком водороде. *Двигатель*, 2006, № 6(48), с. 28–29.
- [7] Семенов В.Л., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Иванов А.П., Погорелова О.Ф. *Способ определения тяги прямого воздушного реактивного двигателя при летных испытаниях*. Пат. № 2663320 РФ, 2018, бюл. № 22.
- [8] Ловицкий Л.Л., Семенов В.Л., Степанова С.Ю. *Способ определения силы тяги гиперзвукового прямого воздушного реактивного двигателя по результатам летных испытаний его на гиперзвуковой летающей лаборатории*. Пат. № 2324156 РФ, 2008, бюл. № 19.
- [9] ГОСТ 20058–80. *Динамика летательных аппаратов в атмосфере*. Москва, Изд-во стандартов, 1981.
- [10] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Ильченко М.А., Ананян М.В. Исследование эффективности рабочего процесса в малогабаритных генераторах высокоэнthalпийного воздушного потока. *Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 08, с. 75–86. URL: <http://engineering-science.ru/doc/798965.html> (дата обращения 15 марта 2019), doi: 10.7463/0815.0798965
- [11] Aleksandrov V.Yu., Moseev D.S. Methods and ways to simulate real high enthalpy flight conditions for ground test facilities. *XXXI International conference on equations of state for matter (ELBRUS 2016)*, Elbrus, Russia, 01–06 Mach 2016, pp. 218–219.

- [12] Харитонов А.М. *Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки*. Новосибирск, НГТУ, 2005. 220 с.
- [13] Семенов В.Л., Строкин М.В., Релин В.Л. *Способ измерения тяги в полете гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) непилируемой гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ)*. Пат. № 2242736 РФ, 2004, бюл. № 35.
- [14] Горский В.В., ред. *Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 212 с.
- [15] Гунько Ю.П., Звезгинцев В.И., Мажуль И.И., Наливайченко Д.Г., Турго И.С., Харитонов А.М., Чиркашенко В.Ф. Испытания модели гиперзвукового прямоточного двигателя в аэродинамической трубе при больших числах маха и Рейнольдса. *Теплофизика и аэромеханика*, 2003, № 3, с. 321–345.
- [16] Воеводенко Н.В., Губанов А.А., Гусев Д.Ю., Иванькин М.А., Иванюшкин Д.С., Лунин В.Ю., Талызин В.А., Яковлева В.А. Расчетные и экспериментальные исследования характеристик и течения в области воздухозаборника модели высокоскоростного гражданского самолета HEXAFly-INT. XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике, Жуковский, 26–27 февраля 2015, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2015, с. 78–79.
- [17] Гуськов О.В., Ласкин И.Н. Использование методов математического моделирования при проектировании перспективной гиперзвуковой летающей лаборатории, интегрированной с воздухозаборником. XIII школа-семинар «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского, 28 февраля–1 марта 2002, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 2002, 41 с.
- [18] Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика*. Москва, Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1976. 237 с.
- [19] Ягодников Д.А., ред. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
- [20] Александров В.Ю., Головченко И.Ю., Ильченко М.А., Сеземин В.А., Серебряков Д.И. *Стенд для измерения нагрузок, воздействующих на объект авиационной техники*. Пат. № 2651627 РФ, 2018, бюл. № 12.

## References

- [1] Degtyar' V.G., Son Eh.E. *Giperzvukovye letatel'nye apparaty* [Hypersonic aircraft]. Vol. 1. Moscow, Yanus-K publ., 2016. 812 p.
- [2] *Teoriya i raschet vozdušno-reaktivnykh dvigateley* [Theory and calculation of air-jet engines]. Ed. Shlyakhtenko S.M. Moscow, Mashinostroenie publ., 1987. 568 p.
- [3] Pezzella G., Marini M., Cicala M., Vitale A., Langener T., Steelant J. Aerodynamic Characterization of HEXAFly Scramjet Propelled Hypersonic Vehicle. 32<sup>nd</sup> AIAA Aviation (Applied Aerodynamics Conference), AIAA 2014-2844, 16–20 June 2014, Atlanta, GA, USA, code 106134.
- [4] Arefyev K.Yu., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N. Analysis of development trends of power units for high-speed flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1147, pp. 1–15, doi: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055
- [5] Steelant J., Villace V.I., Marini M., Pezzella G., Reimann B., Chernyshev S.L., Gubanov A.A., Talyzin V.A., Voevodenko N.V., Kukshinov N.V., Prokhorov A.N., Neely A.J., Kennell C., Verstraete D., Buttsworth D. Numerical and experimental research on aerodynamics of a high-speed passenger vehicle within the HEXAFly-INT project. 30<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016, Daejeon Convention Center, South Korea, 25–30 September 2016, code 126186.
- [6] Vinogradov V.A., Semenov V.L., Shikhman Yu.M. To the 15<sup>th</sup> anniversary of the world's first flight test of liquid hydrogen gas turbine engine. *Engine*, 2006, no. 6(48), pp. 28–29 (in Russ.).
- [7] Semenov V.L., Aleksandrov V.Yu., Arefev K.Yu., Ivanov A.P., Pogorelova O.F. *Sposob opredeleniya tyagi pryamotchnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya pri letnykh ispytaniyakh*

- [Method for determining the thrust ramjet engine in flight tests]. Patent RF no. 2663320, 2018.
- [8] Lovitskiy L.L., Semenov V.L., Stepanova S.Yu. *Sposob opredeleniya sily tyagi giperzvukovogo pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya po rezul'tatam letnykh ispytaniy ego na giperzvukovoy letayushchey laboratorii* [A method for determining the thrust force of a hypersonic ramjet engine based on the results of its flight tests at a hypersonic flying laboratory]. Patent RF no. 2324156, 2008.
- [9] GOST 20058—80. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere* [State Standard 20058—80. Aircraft dynamics in atmosphere. Terms, definitions and symbols]. Moscow, Standartinform publ., 1981.
- [10] Aleksandrov V.Yu., Arefev K.Yu., Il'chenko M.A., Ananyan M.V. Research of Workflow Efficiency in High-Enthalpy Air Flow Compact Generators. *Science and Education. Bauman MSTU*, 2015, no. 08, pp. 75–86 (in Russ.). Available at: <http://engineering-science.ru/doc/798965.html> (accessed 15 Mach 2019), doi: 10.7463/0815.0798965
- [11] Aleksandrov V.Yu., Moseev D.S. Methods and ways to simulate real high enthalpy flight conditions for ground test facilities. *XXXI International conference on equations of state for matter (ELBRUS 2016)*, Elbrus, Russia, 01–06 Mach 2016, pp. 218–219.
- [12] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aehrofizicheskogo ehksperimenta. Ch. 1. Aehrodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* [Techniques and methods of Aerophysical experiment. Part 1. Wind tunnels and gas-dynamic installations]. Novosibirsk, NSTU publ., 2005. 220 p.
- [13] Semenov V.L., Strokin M.V., Relin V.L. *Sposob izmereniya tyagi v polete giperzvukovogo pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya (GPVRD) nepilotiruemoy giperzvukovoy letayushchey laboratorii (GLL)* [Method of measuring thrust in flight of hypersonic ramjet engine (scramjet) unmanned hypersonic flying laboratory (GLL)]. Patent RF no. 2242736, 2004.
- [14] *Matematicheskoe modelirovanie teplovykh i gazodinamicheskikh protsessov pri proektirovanii letatel'nykh apparatov* [Mathematical modeling of thermal and gas-dynamic processes in the design of aircraft]. Ed. Gorskiy V.V. Moscow, Bauman Press, 2011. 212 p.
- [15] Gun'ko Yu.P., Zvegintsev V.I., Mazhul' I.I., Nalivaychenko D.G., Turgo I.S., Kharitonov A.M., Chirkashenko V.F. Wind-tunnel tests of a model scramjet under high Mach and Reynolds numbers. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2003, no. 3, pp. 321–345.
- [16] Voevodenko N.V., Gubanov A.A., Gusev D.Yu., Ivan'kin M.A., Ivanyushkin D.S., Lunin V.Yu., Talyzin V.A., Yakovleva V.A. Computational and experimental studies of the characteristics and flow in the air intake model of high-speed civil aircraft HEXAFly-INT. *XXVI Nauchno-tehnicheskaya konferentsiya po aehrodinamike* [XXVI Scientific and technical conference on aerodynamics]. Zhukovskiy, 26–27 February 2015, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrogidrodinamicheskiy institut im. professora N.E. Zhukovskogo publ., 2015, pp. 78–79.
- [17] Gus'kov O.V., Laskin I.N. The use of mathematical modeling methods in the design of advanced hypersonic flying laboratory integrated with the air intake. *XIII shkola-seminar «Aehrodinamika letatel'nykh apparatov»* [XIII school-seminar “Aerodynamics of aircraft”]. Volodarskogo, 28 February–01 Mach 2002, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrogidrodinamicheskiy institut im. professora N.E. Zhukovskogo publ., 2002, 41 p.
- [18] Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied gas dynamics]. Moscow, Nauka. Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury publ., 1976. 237 p.
- [19] *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid-propellant rocket engines]. Ed. Yagodnikov D.A. Moscow, Bauman Press, 2005. 488 p.
- [20] Aleksandrov V.Yu., Golovchenko I.Yu., Il'chenko M.A., Sezemin V.A., Serebryakov D.I. *Stend dlya izmereniya nagruzok, vozdeystvuyushchikh na ob'ekt aviatsionnoy tekhniki* [Stand for measuring loads affecting the object of aviation equipment]. Patent RF no. 2651627, 2018.

## Информация об авторах

**СЕМЕНОВ Вячеслав Львович** — кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: vlsemenov@ciam.ru).

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

**ПРОХОРОВ Александр Николаевич** — кандидат технических наук, заместитель генерального директора — директор исследовательского центра «Аэрокосмические двигатели и химмотология». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: anprokhorov@ciam.ru).

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

**КРУЧКОВ Сергей Владимирович** — аспирант кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана; инженер-конструктор третьей категории отдела «Аэрокосмические двигатели». ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (111116, Москва, Российская Федерация, Авиамоторная ул., д. 2, e-mail: svkruchkov@ciam.ru).

## Information about the authors

**SEMENOV Vyacheslav Lvovich** — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher, Lead Researcher, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: vlsemenov@ciam.ru).

**ALEKSANDROV Vadim Yurievich** — Candidate of Science (Eng.), Deputy Head for Research, Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: vualeksandrov@ciam.ru).

**PROKHOROV Aleksandr Nikolaevich** — Candidate of Science (Eng.), Deputy General Director — Director of Research Center for Aerospace Engines and Chemmotology. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: anprokhorov@ciam.ru).

**AREFYEV Konstantin Yurievich** — Candidate of Science (Eng.), Faculty Member, Rocket Engine Department. Bauman Moscow State Technical University; Head of Department, Aerospace Engines. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: arefyev@rambler.ru).

**KRUCHKOV Sergei Vladimirovich** — Postgraduate, Rocket Engine Department. Bauman Moscow State Technical University. Design Engineer of the 3<sup>rd</sup> Category. Aerospace Engine Department. Federal State Unitary Enterprise Baranov Central Institute of Aviation Motors CIAM (111116, Moscow, Russian Federation, Aviamotornaya St., Bldg. 2, e-mail: svkruchkov@ciam.ru).

### Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Семенов В.Л., Александров В.Ю., Прохоров А.Н., Арефьев К.Ю., Кручков С.В. Методические аспекты определения тяги безроторных воздушно-реактивных двигателей при стендовых и летных испытаниях *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 11, с. 86–97, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-86-97

### Please cite this article in English as:

Semenov V.L., Aleksandrov V.Y., Prokhorov A.N., Arefyev K.Y., Kruchkov S.V. Methodological Aspects of Determining Thrust of Irrotational Air-Breathing Jet Engines in Bench and Flight Tests. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 11, pp. 86–97, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-86-97