

## Параметрическое исследование тяговых характеристик прямоточного двигателя

© А.В. Воронцовский<sup>1</sup>, В.И. Смоляга<sup>2</sup>,  
М.А. Абрамов<sup>1</sup>, С.А. Мирошниченко<sup>1</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

<sup>2</sup> АО «НПО «СПЛАВ» им. А.Н. Ганичева», Тула, 300004, Россия

*Выбор компоновочной схемы летательного аппарата, в частности конфигурации проточного тракта энергосиловой установки, построенной по прямоточной схеме, и ее интеграция с фюзеляжем аппарата являются важными инженерными задачами, для решения которых требуется длительная экспериментальная работа. Время и стоимость проектирования летательных аппаратов, в том числе оснащенных прямоточным воздушно-реактивным двигателем, могут быть существенно снижены благодаря использованию численных методов. В статье представлен малогабаритный летательный аппарат с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, имеющим тянущую схему. Проведен сравнительный анализ эффективности использования энергосиловой установки двух компоновочных схем в составе малогабаритного летательного аппарата. В качестве критерия эффективности установки принято значение аэродвигательного баланса аппарата, под которым понимается разница между тягой двигателя и силой внешнего аэродинамического сопротивления фюзеляжа. Приведены зависимости значения аэродвигательного баланса летательного аппарата от коэффициента избытка воздуха в камере дожигания двигателя. Определены режимные параметры работы двигателя, при которых аппарат поддерживает постоянную скорость. Приведена математическая модель расчета тягово-экономических характеристик установки в составе летательного аппарата. Полученные данные могут быть использованы при проектировании и отработке перспективных летательных аппаратов с внутриатмосферной зоной эксплуатации.*

**Ключевые слова:** энергосиловая установка, математическое моделирование, летательный аппарат, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, твердое топливо, аэродвигательный баланс, эффективность

**Введение.** В сверхзвуковых летательных аппаратах (ЛА) с внутриатмосферной зоной эксплуатации широко применяются прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), обладающие более высокими показателями энергоэффективности, чем ракетные двигатели [1–3]. Существенный недостаток ПВРД заключается в отсутствии тяги или в низкой тяговооруженности двигателя при нулевой и малой скорости полета ЛА. Однако такой недостаток преодолевается путем использования стартового разгонного ускорителя, роль которого обычно выполняет ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). Следует подчеркнуть, что для малогабаритных ЛА наиболее перспективно применение ПВРД на твердых топливах (ТТ), причем для повышения энерговооруженности изделия рецептуры ТТ должны быть построены на базе современных борсодержащих композиций.

Характерная особенность целого ряда малогабаритных ЛА — большое удлинение, к тому же в их хвостовой части обычно находится основной РДТТ. В этом случае актуальной представляется тянущая схема ПВРД [4–6], когда двигатель расположен в головной части изделия, а тяговое сопло выполнено кольцевым.

Объектом исследования в данной работе является малогабаритный ЛА, в состав которого входит ПВРД тянущей схемы на борсодержащем твердом топливе (БТТ). Рабочий процесс в исследуемой ЭУ разделен на две стадии. Первая стадия включает горение (газификацию) заряда ТТ в газогенераторе (ГГ). На второй стадии полета происходит горение образовавшихся продуктов газификации (ПГ) с воздухом в камере дожигания (КД). Следует отметить, что в составе ПГ БТТ помимо многокомпонентной газовой смеси присутствует также значительное количество частиц конденсированной фазы.

Цель работы заключается в проведении сравнительного анализа эффективности двух конструктивных схем ПВРД тянущей схемы для малогабаритного ЛА. В качестве основного критерия эффективности принято значение аэродвигательного баланса  $R$ , под которым понимается разница между тягой двигателя и силой внешнего аэродинамического сопротивления фюзеляжа ЛА.

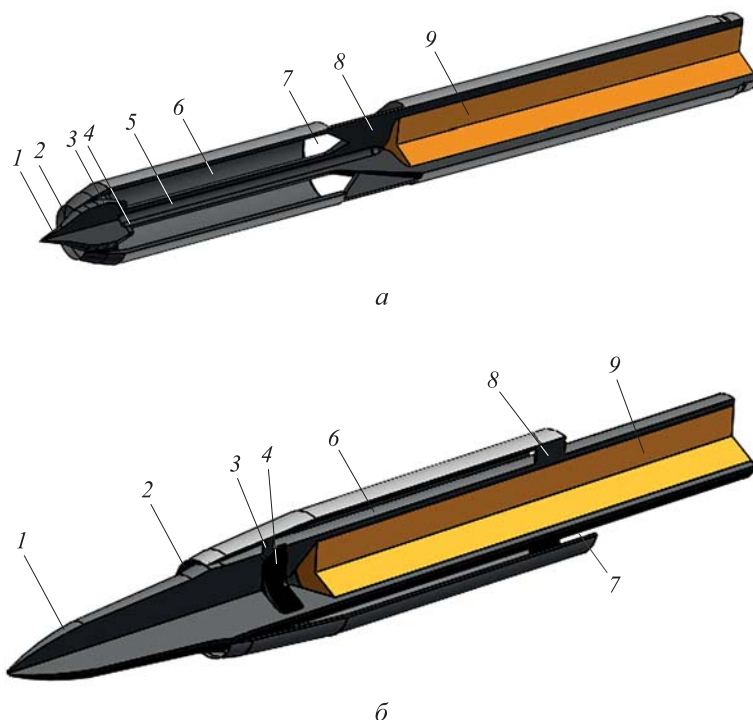
Задачами работы являются определение интегральных характеристик воздухозаборного устройства (ВЗУ) и силы внешнего аэродинамического сопротивления фюзеляжа ЛА с использованием средств численного моделирования. Кроме того, требовалось определить на основе результатов моделирования тяговые и энергетические характеристики энергетической установки (ЭУ) по одномерным моделям в случае использования в качестве горючего БТТ.

**Компоновочные схемы.** Были рассмотрены две компоновочные схемы ЛА с осесимметричными ПВРД (рис. 1). Для того чтобы упростить изложение материала, введены следующие обозначения: ПВРД-л — ПВРД с лобовым ВЗУ; ПВРД-п — ПВРД с примыкающим ВЗУ.

Оба ВЗУ являются осесимметричными (см. рис. 1). Они обеспечивают сжатие набегающего воздушного потока и его подачу в КД.

Преимущество лобового ВЗУ заключается в том, что оно дает возможность уменьшить радиальный размер ПВРД. Однако в ПВРД-л газогенератор расположен за КД, поэтому возникает необходимость организовать процесс перепуска ПГ к начальной зоне КД с помощью газовода. Это усложняет конструкцию ПВРД и увеличивает длину всего ЛА. Использование схемы с примыкающим ВЗУ приводит к увеличению радиального размера ПВРД, однако при этом не требуется газовода. Помимо того, в связи с конструктивными особенностями конфигурации ПВРД-л вектор импульса потока продуктов сгорания (ПС) на срезе кольцевого сопла направлен под углом

к оси симметрии ЛА, что приводит к уменьшению осевой составляющей тяги, несмотря на большую степень расширения сопла (по сравнению с ПВРД-п).



**Рис. 1.** Конструктивные схемы прямоточных воздушно-реактивных двигателей с лобовым (а) и примыкающим (б) ВЗУ:

1 — центральное тело; 2 — ВЗУ; 3 — передний ряд пилонов; 4 — разворотное устройство; 5 — газовод; 6 — КД; 7 — сопло; 8 — задний ряд пилонов; 9 — ГГ

ПВРД-л и ПВРД-п (см. рис. 1) работают следующим образом. Сжатие и подача воздуха в КД 6 происходят с помощью осесимметричных ВЗУ смешанного сжатия 2. В обоих случаях установлены кольцевые КД, расположенные непосредственно за ВЗУ. Продукты газогенерации подводятся в ПВРД-л к начальной зоне КД с помощью газовода 5 и примыкающего к нему разворотного устройства 4. В ПВРД-п газовод отсутствует, а разворотное устройство 4 непосредственно соединено с выходом ГГ 9. Образующиеся в КД продукты сгорания ускоряются при прохождении через сопло 7 и создают реактивную тягу. Для обеспечения необходимых прочности и жесткости конструкции в КД установлены передний 3 и задний 8 ряды пилонов.

**Математическая модель.** Как было отмечено ранее, в качестве основного критерия оценки эффективности конфигурации ПВРД в составе ЛА в данном исследовании принято значение аэродвигательного баланса  $R$ , которое рассчитывается по формуле

$$R = T_d - F_{ac}, \quad (1)$$

где  $T_d$  — тяга двигателя;  $F_{ac}$  — сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа ЛА.

Для определения величин  $T_d$  и  $F_{ac}$  рассмотрим принципиальные схемы ЛА с исследуемыми ПВРД, представленные на рис. 2. Для того чтобы однозначно трактовать результаты расчета, на схеме выделены внутренний тракт двигателя (см. заштрихованную область на рисунке) и внешние стенки ЛА (см. фюзеляж ЛА на рисунке). Значение величины  $T_d$  определяется по внутренним параметрам проточного тракта двигателя, а  $F_{ac}$  — по внешним аэродинамическим характеристикам ЛА. Следует отметить, что аэродинамические силы, действующие на фюзеляж ЛА, и тяга двигателя рассчитываются с вычетом сил давления окружающей среды на соответствующие поверхности.

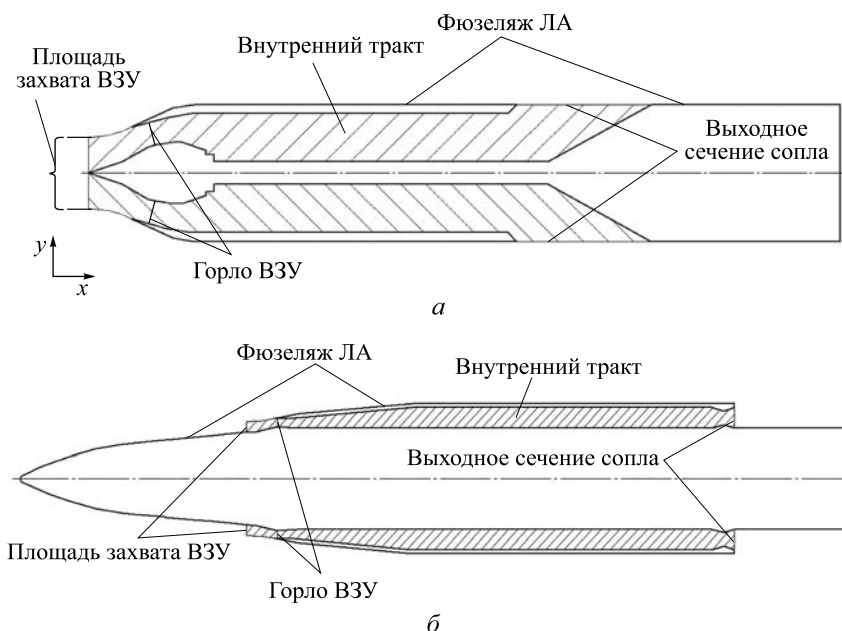


Рис. 2. Схемы ЛА с ПВРД тянущей схемы:

*a* — ПВРД-л; *б* — ПВРД-п

В представленной математической модели расчет значения тяги двигателя сводится к определению разницы импульсов потока газа в проекции на ось  $x$  через поверхности захвата ВЗУ и среза маршевого сопла (см. рис. 2):

$$T_d = I_{соп. x} - I_{вх}. \quad (2)$$

Под импульсом потока газа понимается полный импульс массы газа, проходящий через заданную поверхность в единицу времени. Величины самих импульсов потока определяются по зависимостям:

$$I_{\text{соп. } x} = \iint_{S_a} \rho v \cdot v_x ds + \iint_{S_a} (p - p_h) ds, \quad (3)$$

$$I_{\text{соп. } x} = \iint_{S_a} \rho v \cdot v_x ds, \quad (4)$$

$$I_{\text{вх}} = \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S_{\text{вх}}, \quad (5)$$

где  $\rho$  и  $\rho_{\infty}$  — местное значение плотности газа и значение плотности невозмущенного набегающего воздушного потока;  $v$  и  $v_x$  — абсолютное значение скорости потока газа и проекция скорости газового потока на ось  $x$ ;  $v_{\infty}$  — скорость невозмущенного набегающего воздушного потока;  $p$  — статическое давление газа;  $p_h$  — статическое давление окружающей среды;  $S_a$  — площадь выходного сечения сопла (см. рис. 2);  $S_{\text{вх}}$  — площадь захвата ВЗУ.

Для рассматриваемых конфигураций при расчете значения  $I_{\text{соп. } x}$  для ПВРД-п используется формула (3), а для ПВРД-л — формула (4). Это связано с тем, что в случае конфигурации ПВРД-л выходное сечение сопла имеет форму боковой поверхности цилиндра, образующая которого параллельна оси  $x$ . В связи с этим второе слагаемое в формуле (3) будет равно 0. Отметим также, что вектор скорости потока воздуха на входе ВЗУ направлен вдоль оси  $x$ . Поэтому расчет по формуле (5) величины импульса потока газа через площадь захвата ВЗУ проводится при абсолютном значении скорости невозмущенного набегающего воздушного потока.

Один из этапов расчета значения тяги двигателя по внутренним параметрам заключается в определении характеристик ВЗУ, в частности, площади захвата  $S_{\text{вх}}$ , массового расхода захватываемого воздуха  $G_{\text{в}}$  и коэффициента потерь полного давления  $\sigma_{\text{взу}}$ , определяющего предельный уровень давления в КД  $p_{\text{кд.пред}}$  (максимальный уровень давления в КД для беспомпажного режима работы двигателя).

Для расчета характеристик осесимметричного сверхзвукового ВЗУ смешанного сжатия существует достаточно много полуэмпирических методик [7–9]. Однако большинство из них построены на допущении о реализации плоского безотрывного течения в канале ВЗУ. Следовательно, отсутствует возможность учета особенностей пространственной конфигурации ВЗУ, а именно наличия поперечного ряда пилонов в области горла ВЗУ (сечение проточного тракта ВЗУ с минимальной площадью). Кроме того, в данных методиках не учитывается наличие отсоединенной головной волны в областях затупления клина и передней кромки обечайки ВЗУ, что может приводить к возникновению перетекания части захватываемого расхода воздуха во внешний поток. Данные недостатки могут быть частично нивелированы с помощью прикладных программ вычислительной газовой динамики.

Помимо определения характеристик ВЗУ применение методов численного моделирования представляется более целесообразным и при расчете аэродинамических характеристик ЛА. Прежде всего это связано с тем, что при использовании инженерных методик [10–13] основными допущениями являются пренебрежение влиянием слабых возмущений, источником которых служит головной скачок уплотнения, предположение о локальной двухмерности обтекания и отсутствие учета интерференции отдельных элементов фюзеляжа ЛА. Поэтому применительно к данной математической модели определение характеристик ВЗУ и значений аэродинамического сопротивления внешних стенок ЛА выполнено на основе результатов трехмерного математического моделирования.

Характеристики ВЗУ определяются на основе полученных в результате численного расчета среднеинтегральных значений полного давления сверхзвукового потока  $p^*_Г$ , абсолютной скорости  $v_Г$ , плотности  $\rho_Г$  и числа Маха  $M_Г$  в горле ВЗУ по следующим зависимостям:

$$G_B = \rho_Г v_Г S_Г, \quad (6)$$

$$S_{ВХ} = \frac{G_B}{\rho_\infty v_\infty}, \quad (7)$$

$$\sigma_{ВЗУ} = \frac{p^*_Г}{p^*_\infty} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{M_Г^{\frac{2k}{k-1}}}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} M_Г^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \left( k M_Г^2 - \frac{k-1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}}, \quad (8)$$

$$p_{кд.пред} = p^*_\infty \sigma_{ВЗУ} \sigma_{кд}. \quad (9)$$

где  $p^*_\infty$  — полное давление набегающего воздушного потока;  $\sigma_{кд}$  — коэффициент, учитывающий потери полного давления по тракту КД;  $k$  — показатель адиабаты для воздуха.

В формуле (8) учитывается переход сверхзвукового воздушного потока в горле ВЗУ в дозвуковой поток в КД. При этом система косых скачков с дальнейшим переходом в дозвуковое течение приведена к одному прямому скачку.

Сила аэродинамического сопротивления фюзеляжа ЛА рассчитывается на основе полученных в результате математического моделирования полей распределения статического давления на внешних стенках ЛА с учетом сил вязкого трения:

$$F_{ac} = \iint_{S_{ла}} (p - p_h) ds_x + \iint_{S_{ла}} \mu \left( \frac{dv}{dn_y} + \frac{dv}{dn_z} \right) ds, \quad (10)$$

где  $S_{\text{ла}}$  — площадь поверхности внешних стенок ЛА;  $\mu$  — коэффициент вязкости;  $ds_x$  — площадь элементарной поверхности в проекции на плоскость  $yz$  (принятая система координат представлена на рис. 2).

В предложенной методике процедура нахождения импульса потока ПС в выходном сечении сопла сводится к определению пустотного удельного импульса  $I_{\text{уд.п}}$  в программном комплексе вычислительной термодинамики Terra [14], позволяющем рассчитывать термодинамические параметры рабочего процесса в КД с удовлетворительной точностью.

В этом случае значение  $I_{\text{соп.х}}$  в зависимости от значения коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  будет определяться по формулам:

$$I_{\text{соп.х}}(\alpha) = \left(1 + \frac{1}{\alpha L_0}\right) G_{\text{в}} I_{\text{уд.п}}(\alpha) \varphi_{\text{с}} - p_{\text{h}} S_{\text{а}}, \quad (11)$$

$$I_{\text{соп.х}}(\alpha) = \left(1 + \frac{1}{\alpha L_0}\right) G_{\text{в}} I_{\text{уд.п}}(\alpha) \varphi_{\text{с}} \cos(\theta) - p_{\text{h}} S_{\text{а}}, \quad (12)$$

где  $L_0$  — стехиометрическое соотношение компонентов для ПГ и воздуха;  $\varphi_{\text{с}}$  — коэффициент потерь в сопле;  $\theta$  — угол наклона вектора скорости потока газа в выходном сечении сопла к оси  $x$ .

Здесь формула (11) используется при расчете  $I_{\text{соп.х}}$  для варианта конфигурации ПВРД-п, а (12) — для варианта ПРВД-л.

При расчете параметров рабочего процесса в КД следует учитывать возможность недогорания как газовой, так и конденсированной фазы ПГ при взаимодействии с воздушным потоком в проточном тракте двигателя. Количественно данный процесс может быть оценен с помощью коэффициента полноты сгорания [15]:

$$\eta = \frac{Q}{Q_{\text{max}}}, \quad (13)$$

где  $Q$  — действительное количество теплоты, выделившейся в процессе дожигания ПГ с воздухом;  $Q_{\text{max}}$  — количество теплоты, выделяющееся при дожигании ПГ с воздухом в полном объеме для заданного соотношения компонентов смеси.

При расчете в программном комплексе Terra неполное догорание ПГ учитывается путем перехода к эффективному коэффициенту избытка воздуха

$$\alpha_{\text{эфф}} = \frac{\alpha}{\eta}, \quad (14)$$

где  $\alpha$  — действительный коэффициент избытка воздуха в КД.

Изменение теоретического значения коэффициента полноты сгорания ПГ с воздухом для исследуемого режима работы малоразмерных ПВРД представлено на рис. 3 [16].

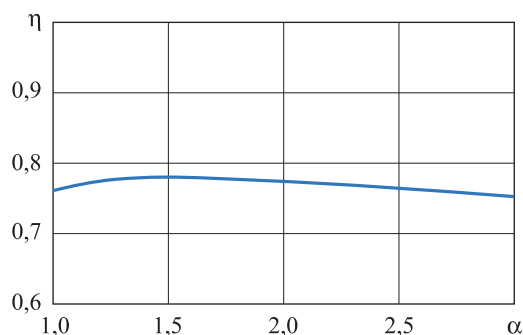


Рис. 3. График зависимости  $\eta(\alpha)$

**Результаты численного моделирования.** В данной работе моделирование аэродинамических процессов при течении воздуха в тракте ПВРД и обтекании фюзеляжа ЛА проводилось в программном комплексе ANSYS Fluent [17]. Расчет параметров воздушного потока был основан на решении полной системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса в трехмерной постановке [18], причем воздух считался идеальным газом. Система замыкалась с применением полуэмпирической RANS-модели турбулентности  $k-\omega$  [19, 20], которая дает возможность повысить точность моделирования газовых потоков вблизи стенки. Зависимость теплоемкости воздуха от температуры была задана полиномиальной функцией. Теплопроводность рассчитывалась на основе уравнений молекулярно-кинетической теории, а вязкость газа — по формуле Сазерленда.

Схемы расчетных областей для вариантов конфигурации ЛА с ПВРД-л и с ПВРД-п представлены на рис. 4. На границах расчетной области были установлены следующие условия:

- 1) на границе 1 заданы параметры набегающего воздушного потока, соответствующие условиям полета ЛА на уровне моря ( $H = 0$  м) со скоростью, соответствующей значению числа Маха полета  $M_n = 2$ ;
- 2) на границе 2 принято условие отсутствия отрывных течений;
- 3) стенки фюзеляжа ЛА и проточного тракта ПВРД 3 считаются адиабатными.

В результате проведенного математического моделирования были получены поля распределения основных газодинамических величин.

Рассмотрим вначале результаты расчетного определения характеристик ВЗУ. В данном случае расчет был выполнен без моделирования процесса горения ТТ. На рис. 5 представлено распределение чисел Маха для исследуемых конфигураций двигателей.



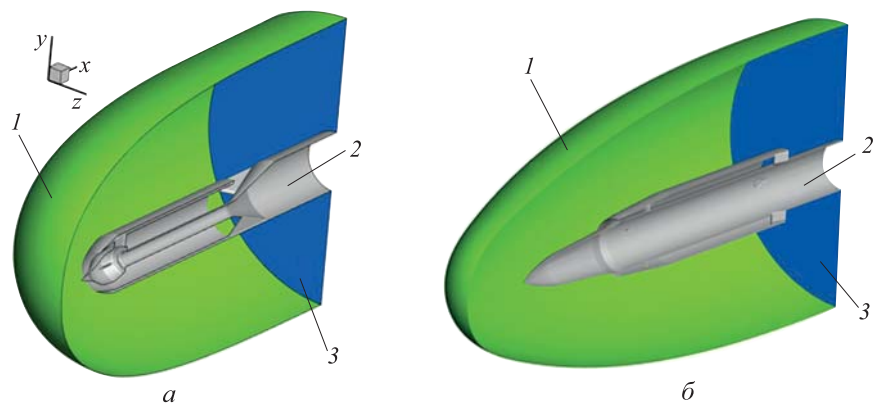


Рис. 4. Схемы расчетных областей рассматриваемых ЛА с ПВРД-л (а) и с ПВРД-п (б)

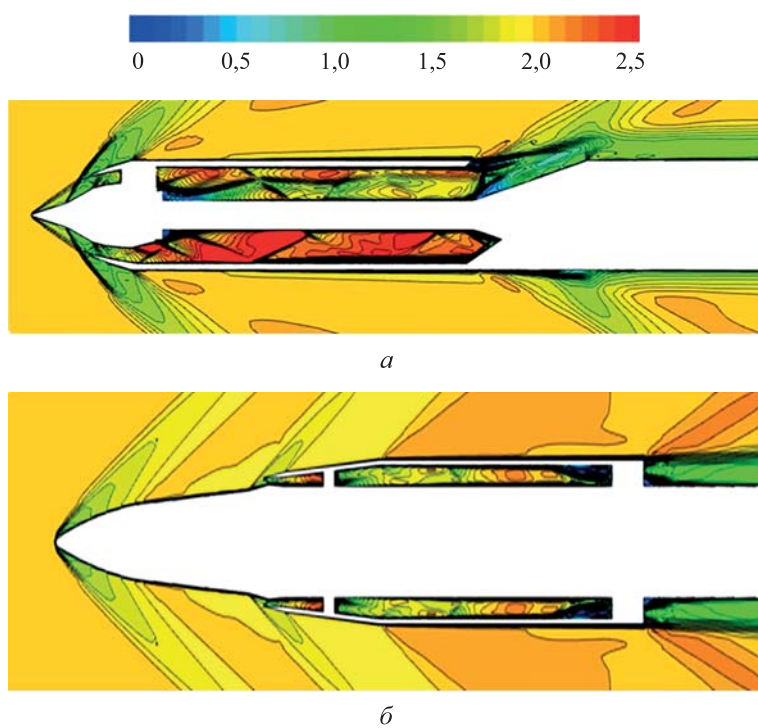


Рис. 5. Поля распределения чисел Маха в плоскости симметрии ЛА для вариантов конфигураций с ПВРД-л (а) и с ПВРД-п (б)

В лобовой части области носового затупления центрального тела для обоих вариантов конфигурации двигателей наблюдаются отсоединенные косые скачки уплотнения (см. рис. 5). Лобовая часть ЛА с ПВРД-л, являющаяся центральным телом ВЗУ, выполнена в форме ступенчатого конуса, причем на каждой ступени при изменении угла раствора конуса образуется косой скачок уплотнений.

В проточном тракте ВЗУ за горлом в обоих случаях образуется система мостообразных скачков уплотнения. Как указывалось выше, моделирование проведено для режима работы КД без подачи горючего, поэтому в тракте КД поток остается сверхзвуковым.

Характеристики ВЗУ, определенные по формулам (6)–(9) на основе осредненных по массе параметров воздушного потока в горле ВЗУ, приведены в табл. 1. Для более наглядного представления результатов введен дополнительный параметр — относительная площадь захвата ВЗУ  $S_{\text{отн}} = S_{\text{вх}} / S_{\text{м}}$ , где  $S_{\text{м}}$  — площадь миделя ЛА. Следует отметить, что значение  $G_{\text{в}}$  для варианта ПВРД-л на 27 % выше, чем для ПВРД-п.

Таблица 1

Характеристики ВЗУ

| Параметр   | ПВРД-л | ПВРД-п |
|--|--------|--------|
| Относительная площадь захвата ВЗУ $S_{\text{отн}}$ | 0,479  | 0,173  |
| Коэффициент потерь давления $\sigma_{\text{взу}}$  | 0,8    | 0,7    |
| Предельное давление $p_{\text{к.пред}}$            | 6,88   | 5,97   |

Принятая к рассмотрению конструктивная схемы ВЗУ (ПВРД-л) имеет поднутрение передней кромки обечайки. Под поднутрением в данном случае понимается участок, имеющий положительные внешний и внутренний углы обечайки (угол между осью ВЗУ и образующей переднего участка внешней и внутренней поверхности обечайки). Увеличение внутреннего угла обечайки позволяет несколько улучшить эффективность сжатия набегающего потока воздуха благодаря более плавному развороту потока.

Следует также отметить, что для конфигурации с лобовым ВЗУ использовались две ступени поверхностей внешнего сжатия, а для примыкающего ВЗУ — одна. Следствием этого стало большее значение коэффициента восстановления полного давления и предельного давления в КС для варианта конфигурации с лобовым ВЗУ, чем для ПВРД-п.

Значение величины аэродинамического лобового сопротивления для двух конфигураций ЛА определялось по формуле (10) на основе полученных в результате численного расчета полей распределения статического давления на внешних стенках фюзеляжа ЛА с учетом сил вязкого трения. В качестве допущения было принято, что сила трения по длине обечайки ЛА за срезом сопла тянущего ПВРД пренебрежимо мала по сравнению с суммарной силой аэродинамического лобового сопротивления. Значение донного сопротивления было рассчитано в соответствии с рекомендациями из [21]. Поля распределения статического давления на стенках фюзеляжа ЛА представлены на рис. 6.

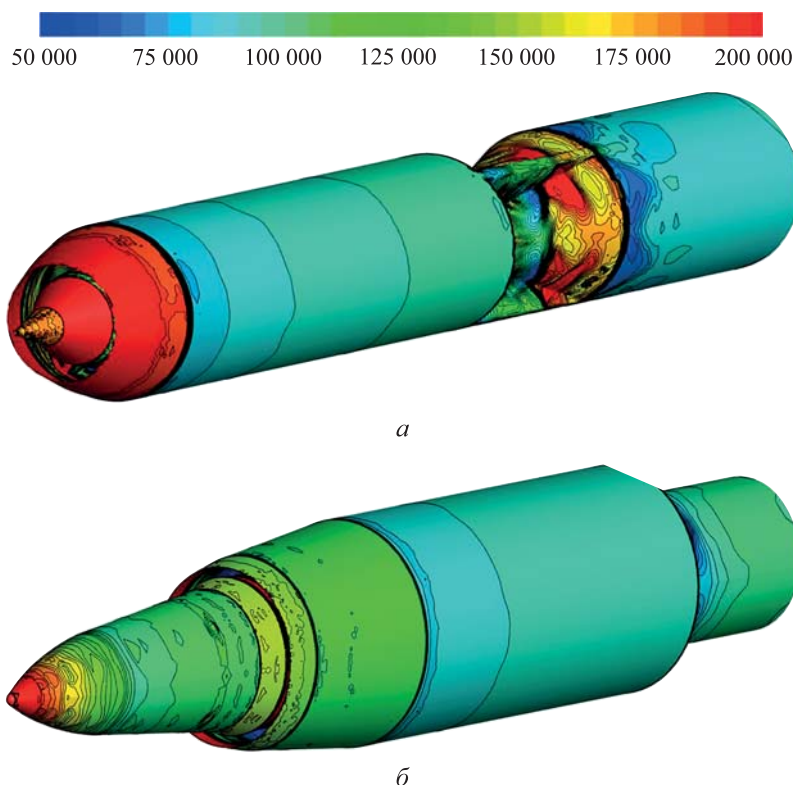


Рис. 6. Поля распределения статического давления на стенках ЛА для вариантов конфигураций ПВРД-л (а) и ПВРД-п (б)

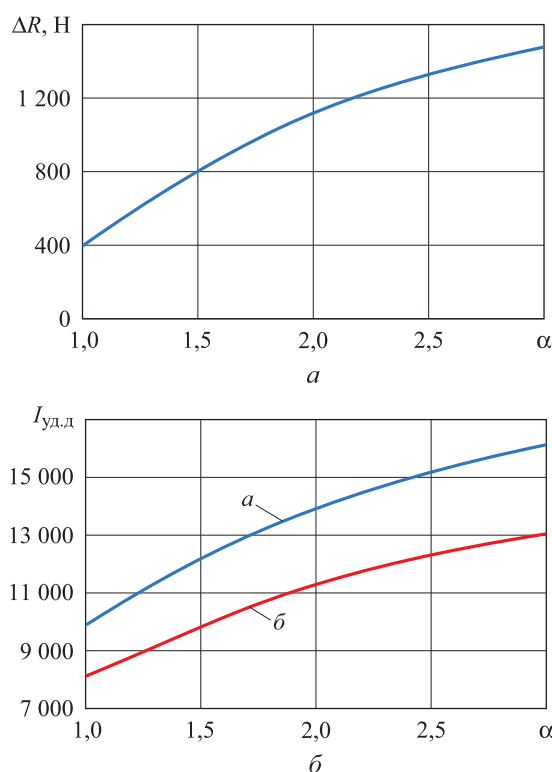
Следует отметить, что увеличение внутреннего угла обечайки для варианта конфигурации ПВРД-л сопровождается увеличением и внешнего угла конусной части обечайки. В связи с этим возрастает интенсивность скачка уплотнения, образующегося при обтекании сверхзвуковым потоком воздуха обечайки с внешней стороны, что приводит к повышению статического давления на соответствующих поверхностях (см. рис. 6). Следовательно, увеличение внешнего угла обечайки для варианта конфигурации ПВРД-л приводит к более существенному росту аэродинамического сопротивления ЛА, чем для варианта конфигурации ПВРД-п. В данном случае прирост величины аэродинамического сопротивления для ПВРД-п по сравнению с ПВРД-л составил ~95 %.

**Сравнение тяговых и энергетических характеристик ЛА.** На базе выполненных расчетов термодинамических параметров рабочего процесса в КД в диапазоне  $\alpha = 1 \dots 3$  (в программном комплексе Terra) определены значения  $I_{удп}$  для конфигураций ПВРД-л и ПВРД-п. Площадь критического сечения сопла  $S_{кр}$  рассчитывалась для режима в КД при  $\alpha = 1$ . Степень расширения сопла в данном случае составила  $S_a/S_{кр} = 3,5$  и  $S_a/S_{кр} = 1,2$  для ПВРД-л и ПВРД-п соответственно.

Затем с учетом полученных значений  $I_{уд.п}$  по формулам (11) и (12) были вычислены значения  $I_{соп.х}$  в заданном диапазоне изменения  $\alpha$ .

Значения аэродвигательного баланса  $R$  были определены по формуле (1). При этом тяга двигателя рассчитывалась по формуле (2), а значения аэродинамического сопротивления  $F_{ас}$  для рассматриваемых конфигураций ЛА были вычислены ранее.

Дополнительно для оценки эффективности использования каждого из вариантов конфигурации ПВРД рассчитаны значения удельных импульсов двигателей  $I_{уд.д} = T_d/G_r$  ( $G_r$  — массовый расход горючего) в зависимости от значения коэффициента избытка окислителя  $\alpha$ . Для более наглядного сравнения результатов расчетов введен дополнительный параметр — прирост величины аэродвигательного баланса  $\Delta R = R_{ПВРД-п} - R_{ПВРД-л}$ . Полученные графики зависимостей  $\Delta R(\alpha)$  и  $I_{уд.д}(\alpha)$  для двух вариантов конфигурации двигателей приведены на рис. 7.



**Рис. 7.** Графики зависимостей  $\Delta R(\alpha)$  слева и  $I_{уд.д.отн}(\alpha)$  справа для вариантов конфигураций ПВРД-л (а) и ПВРД-п (б)

Как видно из представленных графиков, значение  $I_{уд.д}$  для варианта конфигурации ПВРД-п в среднем на 18 % ниже, чем для ПВРД-л. Это обусловлено, в первую очередь, возможностью обеспечить

большую степень расширения сопла для варианта с лобовым ВЗУ, чем для варианта с примыкающим ВЗУ.

Анализ зависимости  $\Delta R(\alpha)$  показывает, что значения аэродвигательного баланса для ПВРД-п существенно выше, чем для ПВРД-л во всем диапазоне значений  $\alpha$ .

Следует отметить, что с увеличением  $\alpha$  разница значений  $R$  для конфигураций ПВРД-л и ПВРД-п возрастает и составляет  $\sim 400$  Н и  $1500$  Н при  $\alpha = 1$  и  $\alpha = 3$  соответственно. Это объясняется существенно более высоким (до 2 раз) уровнем значений лобового аэродинамического сопротивления у ПВРД-л.

Важной характеристикой ЛА является режим работы ПВРД, при котором обеспечивается его полет с постоянной скоростью ( $R = 0$ ). Для рассматриваемых ЛА с вариантами конфигурации ПВРД-л и ПВРД-п такой режим работы реализуется при  $\alpha = 1,4$  и  $\alpha = 2,2$  соответственно. При этом значения удельных импульсов двигателей для данных режимов в КД обеих схем приблизительно равны. Следовательно, для полета ЛА с примыкающим ВЗУ на маршевом участке требуется меньший расход горючего, что дает возможность увеличить дальность полета ЛА.

**Заключение.** В результате проведенного сравнительного исследования эффективности применения двух вариантов конфигурации ПВРД в составе малогабаритного ЛА были сделаны следующие выводы.

1. Представлена математическая модель расчета значения аэродвигательного баланса ЛА, позволяющая проводить оценку эффективности применения ПВРД в составе ЛА.

2. Увеличение внутреннего угла обечайки и использование многоскачковой ступени внешнего сжатия для варианта конфигурации ПВРД-л дает возможность улучшить эффективность сжатия набегающего воздушного потока, выраженного повышением на 12,5 % коэффициента восстановления полного давления по сравнению с вариантом конфигурации ПВРД-п. Однако увеличение внутреннего угла конусной части обечайки приводит к возрастанию внешнего угла, вследствие чего в 2 раза увеличивается аэродинамическое сопротивление ЛА по сравнению с конфигурацией ПВРД-п.

3. Значение  $I_{уд.л}$  для варианта конфигурации ПВРД-л в среднем на 18 % выше, чем для ПВРД-п, что связано в первую очередь с возможностью обеспечения большего  $I_{уд.п}$  при равных  $\alpha$  для варианта с лобовым расположением ВЗУ, чем для варианта с примыкающим.

4. Установлено, что значение аэродвигательного баланса  $R$  для ПВРД-п выше, чем для ПВРД-л, в диапазоне  $\alpha = 1 \dots 3$ . Следует отметить, что с увеличением  $\alpha$  разница значений  $R$  для конфигураций

ПВРД-л и ПВРД-п возрастает и составляет  $\sim 500$  Н и  $1500$  Н при  $\alpha = 1$  и  $\alpha = 3$  соответственно.

5. Для исследуемых ЛА полет с постоянной скоростью ( $R = 0$ ) реализуется при значениях  $\alpha = 1,4$  и  $\alpha = 2,2$  для вариантов конфигурации ПВРД-л и ПВРД-п соответственно. При этом значения удельных импульсов двигателей для данных режимов в КД обеих схем приблизительно равны. Значит, для полета ЛА с примыкающим ВЗУ на маршевом участке требуется меньший расход горючего, что при равных массах ЛА позволяет говорить о возможности увеличения дальности полета ЛА.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. *Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе*. Б.В. Обносов, В.А. Сорокин, ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 279 с.
- [2] Пресняков С.В., Усачев В.А., Корянов В.В., Кудрявцева Н.В. О влиянии физических ограничений на дальность полета гиперзвукового летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7 (700), с. 61–68.
- [3] Скибин В.А., Солонин В.И., ред. *Иностранные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций)*. Вып. № 14. Москва, ЦИАМ, 2005, с. 320–322.
- [4] Макаровец Н.А., Белобрагин Б.А., Устинкин А.И., Долганов М.Е., Иванов И.В., Спиринов К.В., Смоляга В.И. *Активно-реактивный снаряд*. Патент РФСР на изобретения 2546355 С1 РФ, МПК F42В 12/46. 10.04.2015. Бюл. № 10.
- [5] Макаровец Н.А., Иванов И.В., Захаров С.О., Смоляга В.И., Максимов С.С. и др. *Ракета с воздушно-реактивным двигателем*. Патент РФСР на изобретение 2585211 С1 РФ, МПК F42В 12/46. 27.05.2016. Бюл. № 15.
- [6] Смоляга В.И. Вопросы повышения дальности стрельбы реактивных снарядов. *Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Проблемы специального машиностроения*. Вып. 12 (Спецвыпуск 17). Ч. 5, 2016, с. 30–34.
- [7] Тимошенко В.И., Дешко А.Е. Особенности торможения сверхзвукового потока в сужающемся канале. *Техническая механика*, 2016, № 1, с. 3–10.
- [8] Тимошенко В.И., Галинский В.П. Особенности алгоритмов расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. *Техническая механика*, 2017, № 3, с. 16–22.
- [9] Босняков С.М., Михайлов С.В., Яцкевич Н.С. Расчет пространственного обтекания плоского сверхзвукового воздухозаборника при наличии углов атаки и скольжения. *Ученые записки ЦАГИ*, 1989, т. 20, № 6, с. 89–95.
- [10] Лебедь В.Г., Калкманов С.А., Иленко Е.Ю. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от  $0$  до  $360^\circ$ . *Системы обработки информации*, 2014, № 4, с. 36–39.
- [11] Мхитарян А.М. *Аэродинамика*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1976, 448 с.
- [12] Евсеев Д.Д. Расчет некоторых аэродинамических характеристик упругого самолета методом коэффициентов влияния. *Ученые записки ЦАГИ*, 1978, т. 9, № 6, с. 56–66.

- [13] Головкин М.А., Кочиш С.И., Крицкий Б.С. Методика расчета аэродинамических характеристик комбинированной несущей системы летательного аппарата. *Труды МАИ*, 2012, № 55, с. 1–16.  
URL: <https://mai.ru/upload/iblock/bb9/metodika-rascheta-aerodinamicheskikh-kharakteristik-kombinirovannoy-nesushchey-sistemy-letatel'nogo-apparata.pdf> (дата обращения: 18.07.2019).
- [14] Трусов Б.Г. *База данных и программный комплекс Terra*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.
- [15] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М. и др. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Высшая школа, 1983, 704 с.
- [16] Арефьев К.Ю., Воронежский А.В., Прохоров А.Н., Яновский Л.С. *Физика горения и взрыва*, 2017, № 3, с. 42–52.
- [17] ANSYS, *программные продукты — CADFEM*. URL: <https://www.cadfecis.ru/products/ansys/> (дата обращения: 18.07.2019).
- [18] Быков Л.В., Никитин П.В., Пашков О.А. Математическое моделирование процессов обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2014, № 78, 19 с.  
URL: <https://mai.ru/upload/iblock/8c5/8c5f5435157866c3da79eef4568cc49b.pdf> (дата обращения: 18.07.2019).
- [19] Лойцянский Л.Г. *Механика жидкостей и газов*. Москва — Ленинград, Гостехиздат, 1950, 676 с.
- [20] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 47 (12), pp. 2894–2906.
- [21] Лаврухин Г.Н. Внешнее сопротивление и донное давление хвостовых частей фюзеляжей различной формы. *Ученые записки ЦАГИ*, 1975, т. 6, № 3, с. 105–111.

Статья поступила в редакцию 13.05.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Воронский А.В., Смоляга В.И., Абрамов М.А., Мирошниченко С.А. Параметрическое исследование тяговых характеристик прямооточного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2004>

**Воронский Андрей Владимирович** — д-р техн. наук, профессор, заведующий отделом НИИЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: теория горения высокометаллизированных топлив, математическое моделирование рабочих процессов в ракетных двигателях. e-mail: voron@bmsu.ru

**Смоляга Владимир Иванович** — заместитель начальника отдела АО «НПО «Сплав». Область научных интересов: прикладные исследования в области разработки, создания и испытаний силовых установок перспективных летательных аппаратов. e-mail: jagersw@yandex.ru

**Абрамов Максим Александрович** — инженер НИИЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: теория смешения и горения гомогенных и гетерогенных топливных композиций, математическое моделирование рабочих процессов в воздушно-реактивных двигателях. e-mail: abramovmaks94@gmail.com

**Мирошниченко Сергей Александрович** — студент 5-го курса МГТУ им. Н.Э. Баумана, направление подготовки: проектирование авиационных и ракетных двигателей. Область научных интересов: математическое моделирование рабочих процессов в воздушно-реактивных двигателях. e-mail: slispeed\_97@mail.ru

## Parametric study of ramjet engine thrust characteristics

© A.V. Voronetskiy<sup>1</sup>, V.I. Smolyaga<sup>2</sup>,  
M.A. Abramov<sup>1</sup>, S.A. Miroshnichenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

<sup>2</sup> Joint-Stock Company Scientific-Production Association SPLAV,  
Tula, 300004, Russia

*To choose the aircraft layout scheme, in particular the power plant flow path configuration, and its integration with the aircraft fuselage, is an important engineering task requiring long-term experimental processing. The time and cost of designing an aircraft, in particular the one with a ramjet engine can be significantly reduced by using numerical methods. This paper describes a small-sized aircraft with a pulling scheme ramjet engine. We carried out a comparative analysis of the efficiency of using the power plant of two layout schemes as part of a small-sized aircraft. As a measure of power plant efficiency, we took the value of the aerodynamic balance of the aircraft, by which the difference between the engine thrust and the force of the external aerodynamic drag of the aircraft fuselage is meant. Within the study, we came up with the dependences of the aerodynamic balance value on the excess-air coefficient in the afterburner of the ramjet engine. Moreover, we determined the operating parameters of the engine, at which the aircraft maintains a constant speed. Finally, we presented a mathematical model for calculating the thrust and economic characteristics of a power plant in an aircraft. The data obtained can be used in the design and development of advanced-technology aircraft with an intra-atmospheric zone of operation.*

**Keywords:** power plant, mathematical modeling, aircraft, ramjet engine, solid propellant, aerodynamic balance, efficiency

### REFERENCES

- [1] Obnosov B.V., Sorokin V.A., Yanovskiy L.S. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [Design and engineering of solid propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2012, 279 p.
- [2] Presnyakov S.V., Usachev V.A., Koryanov V.V., Kudryavtseva N.V. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2018, no. 7 (700), pp. 61–68.
- [3] Skibin V.A., Solonin V.I., ed. *Inostranniye aviatsionniye dvigateli (po materialam zarubezhnykh publikatsiy)* [Foreign aircraft engines (based on materials from foreign publications)]. Moscow, CIAM Publ., 2005, no. 14, pp. 320–322.
- [4] Makarovets N.A., Belobragin B.A., Ustinkin A.I., Dolganov M.E., Ivanov I.V., Spirin K.V., Smolyaga V.I. *Aktivno-reaktivniy snaryad* [Rocket-assisted projectile]. Patent RF no. 2546355 S1, MPK F42B 12/46. 2015. Bul. no. 10.
- [5] Makarovets N.A., Ivanov I.V., Zakharov S.O., Smolyaga V.I., Maksimov S.S., et al. *Raketa s vozdušno-reaktivnym dvigatelem* [Rocket with a ramjet engine]. Patent RF no. 2585211 S1, MPK F42B 12/46. 2016. Bul. no. 15.
- [6] Smolyaga V.I. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskkiye nauki. Problemy spetsial'nogo mashinostroeniya — Izvestiya "Tula State University" (Izvestiya TulGU)*, 2016, no. 12 (sp. no. 17), part 5, pp. 30–34.
- [7] Timoshenko V.I., Deshko A.E. *Tekhnicheskaya mekhanika — Technical Mechanics*, 2016, no. 1, pp. 3–10.
- [8] Timoshenko V.I., Galinskiy V.P. *Tekhnicheskaya mekhanika — Technical Mechanics*, 2017, no. 3, pp. 16–22.



- [9] Bosnyakov S.M., Mikhaylov S.V., Yatskevich N.S. *Ucheniye zapiski TSAGI — TsAGI Science Journal*, 1989, vol. 20, no. 6, pp. 89–95.
- [10] Lebed V.G., Kalkamanov S.A., Ilenko E.Yu. *Sistemy obrabotki informatsii (Information processing systems)*, 2014, no. 4, pp. 36–39.
- [11] Mkhitaryan A.M. *Aerodinamika [Aerodynamics]*. 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 448 p.
- [12] Evseev D.D. *Ucheniye zapiski TSAGI — TsAGI Science Journal*, 1989, vol. 9, no. 6, pp. 56–66.
- [13] Golovkin M.A., Kochish S.I., Kritskiy B.S. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2012, no. 55, pp. 1–16. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/bb9/metodika-rascheta-aerodinamicheskikh-kharakteristik-kombinirovannoy-nesushchey-sistemy-letatel'nogo-apparata.pdf> (accessed July 18, 2019).
- [14] Trusov B.G. *Baza dannykh i programmy kompleksa Terra [Database and software package Terra]*. Moscow, BMSTU Publ., 2013.
- [15] Vasilev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obelnitsky A.M. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnikh dviigateley [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]*. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1983, 704 p.
- [16] Arefev K.Yu., Voronetskiy A.V., Prokhorov A.N., Yanovskiy L.S. *Fizika goreniya i vzryva — Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2017, no. 3, pp. 42–52.
- [17] ANSYS, *programmnye produkty — CAXFEM [ANSYS, software — CAXFEM]*. Available at: <https://www.caxfem-cis.ru/products/ansys/> (accessed July 18, 2019).
- [18] Bykov L.V., Nikitin P.V., Pashkov O.A. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2014, no. 78, p. 19. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/8c5/8c5f5435157866c3da79eef4568cc49b.pdf> (accessed July 18, 2019).
- [19] Loytsyansky L.G. *Mekhanika zhidkostey i gasov [Mechanics of liquids and gases]*. Moscow — Leningrad, Gostekhizdat Publ., 1950, 676 p.
- [20] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 47 (12), pp. 2894–2906.
- [21] Lavrukhin G.N. *Ucheniye zapiski TSAGI — TsAGI Science Journal*, 1975, vol. 6, no. 3, pp. 105–111.

**Voronetskiy A.V.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department, Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: combustion theory of high-metallized fuels, mathematical modeling of working processes in rocket engines. e-mail: voron@bmstu.ru

**Smolyaga V.I.**, Deputy Head of the Department, Joint-Stock Company Scientific-Production Association SPLAV. Research interests: applied research in the field of development, creation and testing of power plants for advanced aircraft. e-mail: jagersw@yandex.ru

**Abramov M.A.**, engineer, Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: theory of mixing and combustion of homogeneous and heterogeneous fuel compositions, mathematical modeling of work processes in air-jet engines. e-mail: abramovmaks94@gmail.com

**Miroshnichenko S.A.**, 5<sup>th</sup> year student, Bauman Moscow State Technical University, majors in air and rocket engine design. Research interests: mathematical modeling of work processes in air-jet engines. e-mail: slispeed\_97@mail.ru