

Научная статья  
УДК 533.697.2  
DOI: 10.34759/vst-2023-1-76-90

## МЕТОД ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ВОЗДУХОЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ

Вячеслав Васильевич Ветров<sup>1</sup>, Никита Сергеевич Чулков<sup>2</sup>, Павел Дмитриевич Шилин<sup>3</sup>✉

<sup>1,2,3</sup> Тульский государственный университет» (ТулГУ),  
Тула, Россия

<sup>1</sup> vvetr@mail.ru

<sup>2</sup> Nikvoc92@yandex.ru

<sup>3</sup> pvl.shilin@yandex.ru ✉

**Аннотация.** Рассматривается метод оценки функциональных особенностей воздухозаборных устройств (ВЗУ), позволяющий выбирать приоритетные решения по их конфигурации с учетом особенностей полета летательного аппарата и накладываемых на него ограничений. Выбор предпочтительной конфигурации воздухозаборного устройства осуществляется на основе сравнительного анализа его дроссельных и аэродинамических характеристик при влиянии внешних возмущений с использованием глобального критерия — энергетической предпочтительности.

**Ключевые слова:** нерегулируемое воздухозаборное устройство внешнего и внутреннего сжатия, метод выбора ВЗУ, пограничный слой, коэффициент восстановления давления, дроссельная характеристика, численное моделирование, слив пограничного слоя, прямоточная силовая установка

**Финансирование:** исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90136\20.

**Для цитирования:** Ветров В.В., Чулков Н.С., Шилин П.Д. Метод параметрического анализа воздухозаборных устройств // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 76–90. DOI: 10.34759/vst-2023-1-76-90

Original article

## AIR INTAKES PARAMETRIC ANALYSIS METHOD

Vyacheslav V. Vetrov<sup>1</sup>, Nikita S. Chulkov<sup>2</sup>, Pavel D. Shilin<sup>3</sup>✉<sup>1,2,3</sup>Tula State University,  
Tula, Russia<sup>1</sup>vvvetr@mail.ru<sup>2</sup>Nikvoc92@yandex.ru<sup>3</sup>pvl.shilin@yandex.ru ✉

**Abstract.** As of now, the interest to the functioning processes studying of the aircraft with ramjet power plants (RPP) has increased, which is being explained by the enhancing possibilities of such systems operation analysis based the new qualitative tool of numerical modeling of complex gas-dynamic processes.

The fulfilled study performed the search of the said configurations based on the approach in the form of comparative analysis of merits and demerits of various structural schemes of the airflow duct of the air intake devices, applied on the certain class of aircraft and in various speed ranges.

The basic methods of the study are the methods for the gas-dynamic processes numerical modelling in the air duct of the air intake unit. The article presents the results of various structural schemes design. Variations of throttle characteristics as well as coefficients of extra aerodynamic drag, introduced by the air intake unit installing, were obtained for the developed schemes with the CFD modeling methods. Based on the energy efficiency analysis of the developed schemes, the most effective air intake units were selected.

The air intake unit operation effectiveness determines at large the RPP energy parameters. Besides the boundary layer, the disturbances caused by the aerodynamic surfaces and angles of attack relate as well to the number of factors capable of reducing the air intake unit gas-dynamic perfection.

It is found that the presence of angles of attack leads to a significant reduction of the air intake unit characteristics. Various degrees of sensitivity to external disturbances and angles of attack were obtained for the considered configurations as well.

The authors analyzed the airfoil and rudders effect on the air intake unit characteristics. It was found that vortex formation in the wing trace and shock waves, as well as unsteady perturbations led to the vortex trace forming, turbulized the flow and reduced its energy, affecting the air intake unit operation. As the result, rational position of the wings relative to the air intake unit has been selected.

To eliminate the said drawbacks, a modification of the internal compression air intake design has been proposed. The technical task of the proposed layout scheme consists in ensuring maximum possible throttle performance in the range of angles of attack of the aircraft from 0 to 5 degrees with minimum extra aerodynamic drag.

As the result, a method for the air intake unit functional specifics evaluating, which allows priority solutions selecting by their configurations, with account for the aircraft flight specifics and limitations imposed on it, has been created. A theoretical foundation for the SPP implementation on aircraft with specific flight conditions (the dominant energy-passive section of the trajectory) and stringent mass-and-size limitations in the design was created thereby.

**Keywords:** unregulated air intake device of external and internal compression, AIU selection method, boundary layer, pressure recovery coefficient, throttle response, numerical simulation, boundary layer drain, ramjet power plant

**Funding:** the research was performed with the financial support of the RFBR in the framework of the scientific project No. 20-38-90136\20.

**For citation:** Vetrov V.V., Chulkov N.S., Shilin P.D. Air Intakes Parametric Analysis Method. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 76–90. DOI: 10.34759/vst-2023-1-76-90

## Введение

Для летательных аппаратов (ЛА) одной из фундаментальных задач, не теряющих своей актуальности, является увеличение дальности полета при сохранении на неизменном уровне габаритно-массовых параметров [1–3].

Одним из путей достижения таких целей является применение прямоточных силовых установок (ПСУ), использующих в качестве окислителя и рабочего тела атмосферный воздух [4–7]. Повышенный интерес к исследованию процессов функционирования ЛА с ПСУ объясняется не только их энергетической эффективностью [8], но и существенным расширением возможностей анализа работы таких систем на основе качественно нового инструментария — численного моделирования сложных газодинамических процессов и возможностей самой вычислительной техники [9–14].

К числу перспективных направлений таких исследований относится обоснование предпочтительных конфигураций воздушного тракта — воздухозаборного устройства. Опубликовано большое количество работ, посвященных моделированию сложных течений в ВЗУ со сливом пограничного слоя (ПС) и без него. Однако чаще всего эти исследования проводились без четкой привязки к конструктивным особенностям ЛА.

Суть исследований данного комплекса вопросов сводится к констатации фактов, приводящих к снижению характеристик ВЗУ [15, 16]. Проводились и более глубокие исследования [17–19], где ставилась задача получения дроссельных характеристик ВЗУ в компоновке с корпусом. Для определения степени влияния данного эффекта на базе комплекса аэродинамических труб (АДТ) ФГУП «ЦАГИ» проводилась серия экспериментальных исследований, направленных на определение степени влияния отклонения аэродинамических поверхностей на эффективность работы ВЗУ [20].

В настоящее время нет четкого представления о том, когда нужно, исходя из баллистической эффективности ЛА и учитывая, что устройство слива ПС привносит дополнительное аэродинамическое сопротивление, отказаться от этого устройства, а когда этого делать не следует. В ряде случаев, особенно для ЛА с доминирующим по дальности и времени полета энергопассивным участком траектории, когда очень велик суммарный импульс сил аэродинамического сопротивления, привносимый наличием ВЗУ, вопрос выбора — иметь слив ПС или от него надо отказаться в угоду большей баллистической эффективности ЛА — становится принципиальным.

Исходя из этого, можно полагать, что исследования по данной тематике весьма актуальные, научно и практически значимые. В разрабатываемом методе проектирования ВЗУ дополнительно следует предусмотреть количественную оценку влияния указанных негативных факторов аэродинамической схемы «утка» и эффективность их нейтрализации специальными конструктивными решениями новых вариантов ВЗУ.

## Разработка опорных вариантов ВЗУ

На начальном этапе исследования осуществлена проработка опорных вариантов конструкций ВЗУ. С учетом того, что ЛА построен по бикалиберной схеме, расположение ВЗУ рассматривалось в перепаде между калибрами. Такое решение позволяет сохранить неизменными основные элементы ЛА, т.е. наилучшим образом использовать принцип унификации при проектировании изделий нового поколения.

Одним из первых базовых вариантов стало радиально профилированное ВЗУ с внешним сжатием (рис. 1), построенное на основе экспериментальных данных ФГУП «ЦАГИ» [21]. Такое ВЗУ является классическим и геометрически соотносится с ВЗУ

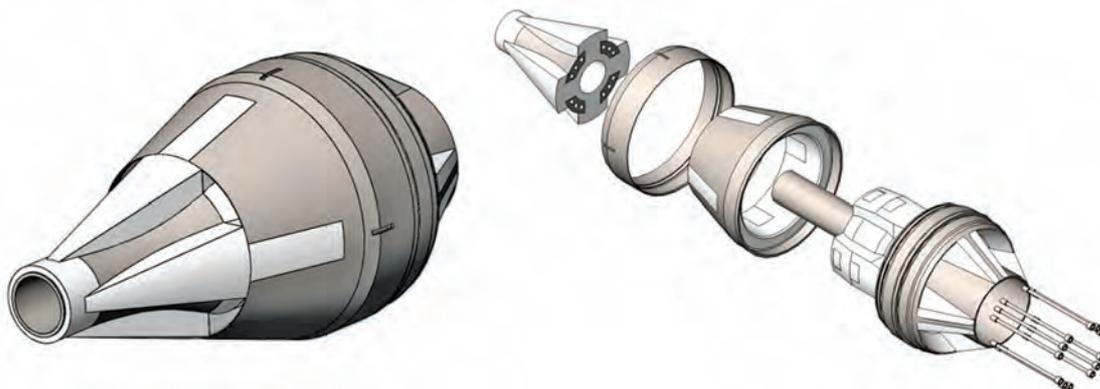


Рис. 1. Радиально профилированное ВЗУ внешнего сжатия

носового расположения. Применительно к бикалиберной схеме поверхность торможения, на которой возникает система скачков, находится в перепаде калибров. При таком расположении создаются благоприятные условия для слива ПС за счет поднятия над обтекаемой поверхностью входного канала ВЗУ. Это позволяет добиться наиболее эффективного уменьшения или полного исключения негативного влияния ПС на процесс преобразования энергии набегающего потока в ВЗУ.

На базе этого решения разработан вариант конструкции ВЗУ с размещенными под ним специальными каналами, имеющими выход на наружную поверхность большего калибра (внутренний сливной канал, рис. 2,а). Данный вариант позволяет сохранить аэродинамический облик и обтекаемость модели, однако его особенностью будет низкая пропускная способность сливного канала. В связи с этим конструктивно проработан вариант, когда слив формируется посредством геометрии самого ВЗУ и ПС сливается по поверхности вокруг него (внешний слив, рис. 2,б).

При поднятии ВЗУ на высоту, равную толщине ПС, полностью исключается влияние сформировавшегося ПС. Однако это перемещение приводит к увеличению поперечного сечения ЛА и, следовательно, к росту его лобового сопротивления,

поэтому необходим поиск компромисса между степенью улучшения дроссельных характеристик (ДХ) и величиной лобового сопротивления.

Как альтернатива указанным вариантам ВЗУ рассмотрен подход к построению радиально профилированного канала с внутренним сжатием потока (рис. 3,а, б). Его особенность заключается, во-первых, в возможности размещения не только на осесимметричных ЛА; во-вторых, система скачков формируется между двумя практически параллельными пластинами, располагаемыми равноудаленно друг от друга в радиальном направлении, и как следствие лобовое сопротивление внешней надстройки ВЗУ минимально. Для такого варианта также предусмотрена конфигурация с внешним сливом ПС.

Возможно размещение указанных пластин в окружном направлении; они таким образом начинают сжимать поток в тангенциальном направлении (рис. 4,а, б). При такой схеме сформировано ВЗУ тангенциального сжатия, разработаны две конфигурации: со сливом ПС и без него. Достоинством такого ВЗУ является малое сопротивление, а также «защищенность» от составляющей окружной скорости потока для вращающихся ЛА.

В итоге предложены опорные варианты схем построения ВЗУ. Разработанные схемы имеют свои

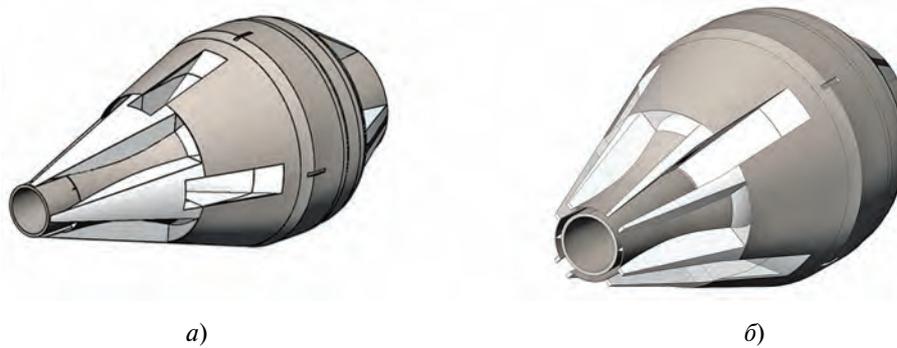


Рис. 2. Радиально профилированное ВЗУ внешнего сжатия: а — внутренний сливной канал; б — внешний сливной канал

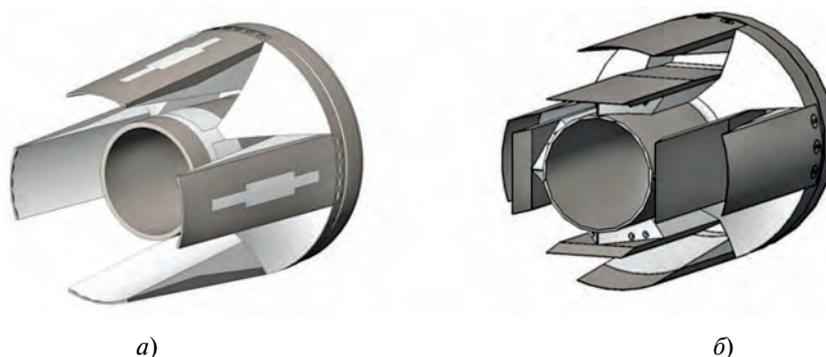


Рис. 3. Радиально профилированное ВЗУ внутреннего сжатия: а — без слива пограничного слоя; б — со сливом пограничного слоя

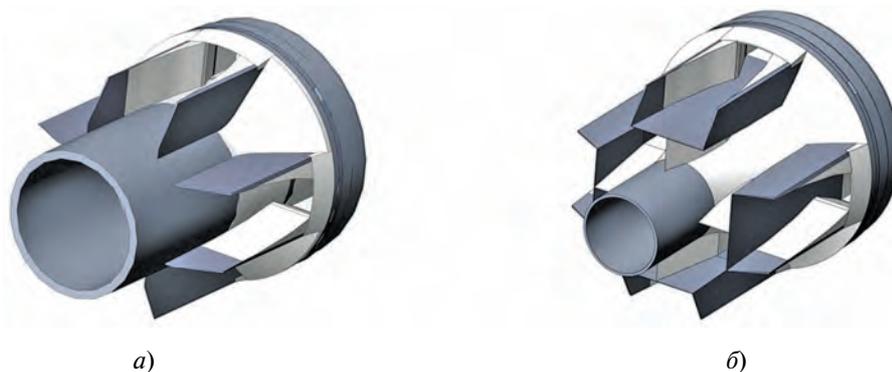


Рис. 4. Тангенциально профилированное ВЗУ: а — без слива пограничного слоя; б — со сливом пограничного слоя

достоинства и недостатки. Чтобы из полученного многообразия вариантов выбрать наиболее приемлемые, необходимо введение некоторого критерия, определяющего качество предлагаемых конструктивных схем.

**Настройка инструментария численного моделирования газодинамических процессов в ВЗУ и получение ДХ**

Эффективность самого ВЗУ принято оценивать руководствуясь дроссельными характеристиками. По отношению к создаваемому уровню тяги они имеют прямо пропорциональную зависимость; повышение ДХ обеспечивается за счет стремления

приблизить воздушный поток на входе в ВЗУ к идеальному, в первую очередь это достигается за счет слива ПС.

Получение сравнительных оценок ДХ ВЗУ возможно с применением методов вычислительной газовой динамики. Для подтверждения достоверности получаемых результатов разработан метод численного моделирования течений в ВЗУ с использованием одного из ведущих пакетов численного моделирования ANSYS Fluent.

Для верификации использовались экспериментальные данные, полученные при аэродинамических продувках бикалиберных ЛА с кольцевыми ВЗУ [21]. Результаты расчета сравнивались с экс-

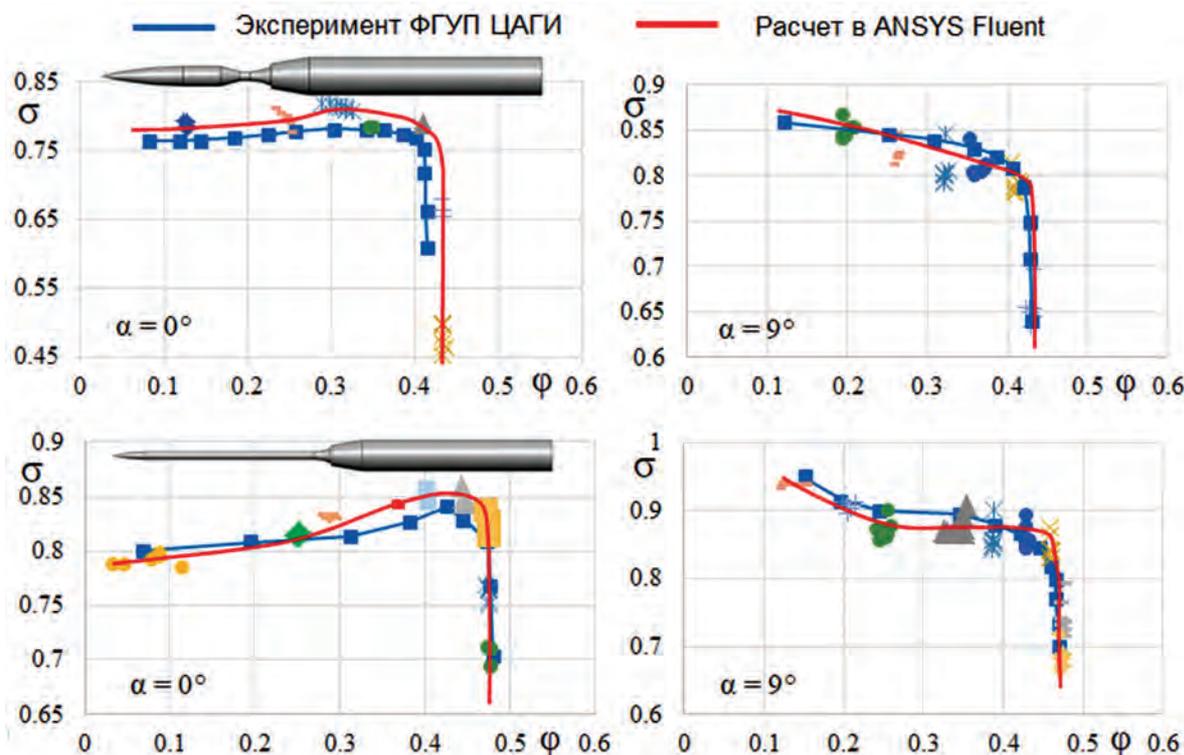


Рис. 5. Сравнение результатов численного моделирования и экспериментального исследования определения дроссельных характеристик

периментальными данными по значению коэффициента расхода воздуха и восстановления полного давления. Проведенная верификация показала хорошую сходимость численного эксперимента с экспериментальными данными продувок (рис. 5). Полученный результат позволяет обоснованно предлагать вычислительный комплекс ANSYS

Fluent в качестве инструментария для проведения численных экспериментов по изучению газодинамических процессов, протекающих в ВЗУ, в широком диапазоне скоростей и определяющих параметров (геометрия центрального тела и тракта ВЗУ, толщина турбулентного пограничного слоя и др.) [22].

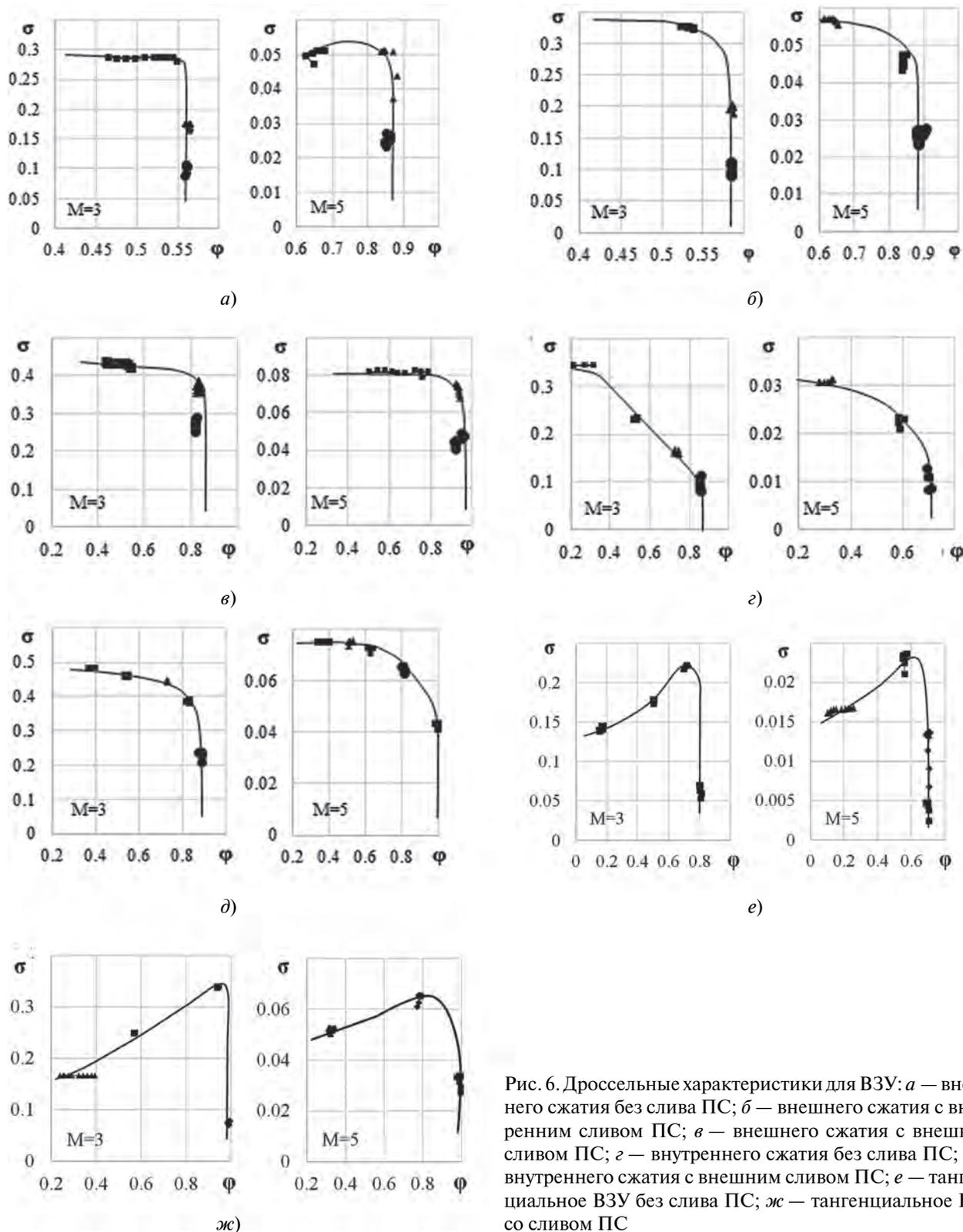


Рис. 6. Дроссельные характеристики для ВЗУ: а — внешнего сжатия без слива ПС; б — внешнего сжатия с внутренним сливом ПС; в — внешнего сжатия с внешним сливом ПС; г — внутреннего сжатия без слива ПС; д — внутреннего сжатия с внешним сливом ПС; е — тангенциальное ВЗУ без слива ПС; жс — тангенциальное ВЗУ со сливом ПС

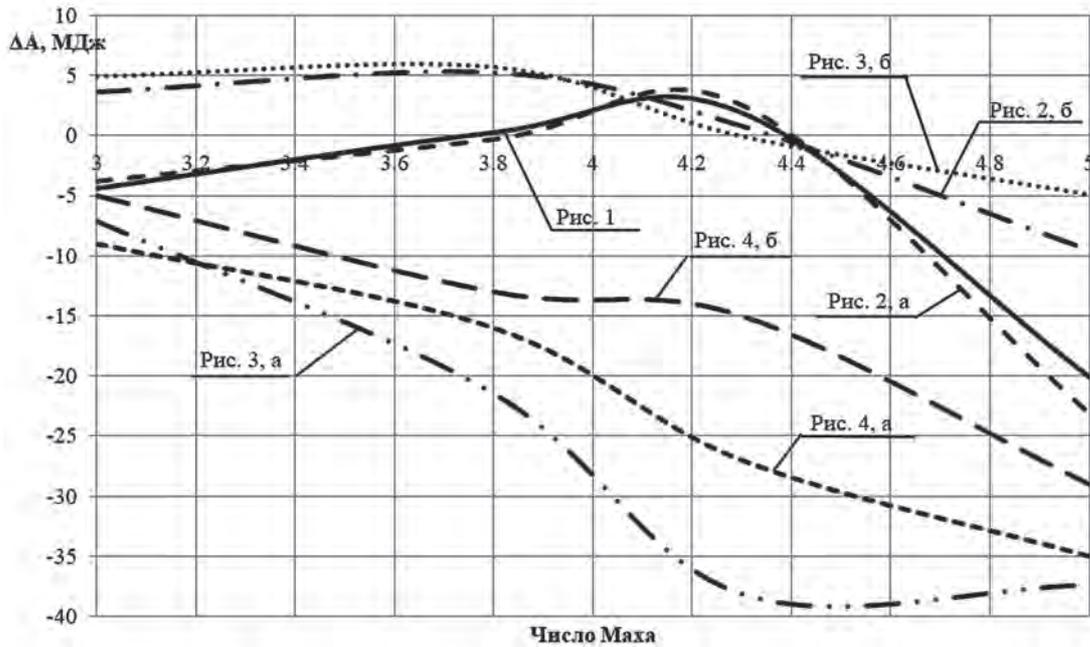


Рис. 7. Разница работы силы тяги ПСУ и силы аэродинамического сопротивления

Таким образом, разработанный метод был реализован при обосновании структурно-параметрического синтеза ВЗУ, и на его основе получены значения ДХ всех рассматриваемых конфигураций ВЗУ со сливом и без слива ПС (рис. 6), а также коэффициенты дополнительного аэродинамического сопротивления. Эти характеристики использовались в качестве исходных данных при прогнозной оценке достижения максимальной дальности как критерий баллистической эффективности.

В литературе отсутствуют данные, касающиеся изменения аэродинамических характеристик планера ЛА (не говоря уже о летно-технических характеристиках) при организации слива ПС, в связи с чем требуется одновременно оценить влияние улучшения дроссельных характеристик ВЗУ и дополнительно привносимого аэродинамического сопротивления. Выявить роль положительных и отрицательных факторов можно только на основе полного моделирования полета. Такой комплексный подход к структурно-параметрическому синтезу ВЗУ в единой системе с ЛА является новым. Используемые при этом математические модели объединены в единый программный модуль расчета траекторных параметров маневрирующего ЛА с ПСУ [23].

На основном этапе исследования проведено сравнение полученных конструкций ВЗУ с точки зрения не только их дроссельных характеристик, но и влияния в целом на баллистическую эффективность.

Качество ВЗУ определяет величину максимально возможной тяги ПСУ, и, следовательно, только из соотношения полного импульса тяги и суммарного импульса силы дополнительно привносимого аэродинамического сопротивления возможно сделать вывод о целесообразности той или иной конструкции.

В качестве критерия оценки двух противоборствующих факторов (тяги ПСУ и аэродинамического сопротивления) взята суммарная работа на траектории рассматриваемых сил, т.е.

$$A_t = \int P dY,$$

где  $A_t$  — работа силы тяги ПСУ;  $P$  — тяга ПСУ;  $Y$  — высота;

$$A_{aep} = \int F_x dY,$$

где  $A_{aep}$  — работа силы лобового сопротивления;  $F_x$  — сила лобового сопротивления.

Для дальнейшего анализа воспользуемся разностью работы силы тяги и силы аэродинамического сопротивления (рис. 7). Положительное значение в разнице работ указанных сил позволяет сделать вывод о приоритете рассматриваемой конфигурации.

#### Исследование влияния углов отклонения рулей, атаки, крена на характеристики ВЗУ

Специфика способов построения полетных траекторий рассматриваемых классов ЛА оказывает немаловажное влияние на работоспособность ВЗУ,

поскольку при наличии управления, необходимого для реализации программного полета, возникают углы атаки. Рассматриваемые конфигурации ВЗУ симметричны и проектировались для работы при нулевых углах атаки, образование которых приводит к несимметрии обтекания и разрушению системы скачков. Соответственно важным этапом исследования был анализ влияния углов атаки на устойчивость и эффективность работы ВЗУ.

На данном этапе рассматривались две конфигурации ВЗУ, показавшие наилучший результат по критерию  $\Delta A$ . Полагалось, что остальные конфигурации дадут худшие показатели, даже при проявлении устойчивости к углам атаки.

С целью оценки влияния углов атаки проведено численное моделирование обтекания рассматриваемых моделей по ранее отработанному методу. Установлено, что наличие углов атаки вызывает значительное снижение коэффициента восстановления давления (на 23%) и падение коэффициента расхода воздуха (на 8%). Также получена различная

степень чувствительности для конфигураций с внешним и внутренним сжатием к внешним возмущениям и углам атаки (рис. 8).

Полученные результаты позволяют на данном этапе сделать вывод, что схема ВЗУ с внутренним сжатием обретает приоритет при работе в рассматриваемых условиях, и в дальнейших исследованиях рассмотрена только она.

Такие изменения ДХ происходят по ряду факторов. Возникновение несимметрии обтекания приводит к разрушению спроектированной системы скачков, в результате чего ВЗУ переходит на нерасчетный режим работы. Для более четкого понимания протекающих процессов рассмотрены линии тока вдоль корпуса ЛА с конфигурацией ВЗУ внешнего сжатия (рис. 9). Таким образом, вихри, формируемые при несимметричном обтекании носовой части, распространяясь вдоль корпуса ЛА, попадают на поверхность, формирующую систему скачков, и в само ВЗУ. Падение давления в следе за носом приводит к снижению коэффициента расхо-

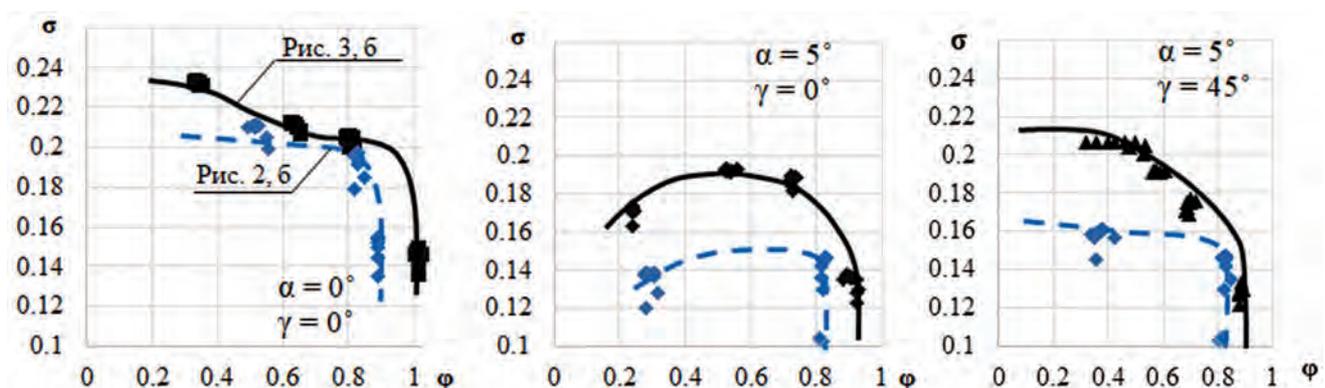


Рис. 8. Дроссельные характеристики ВЗУ при углах атаки и крена

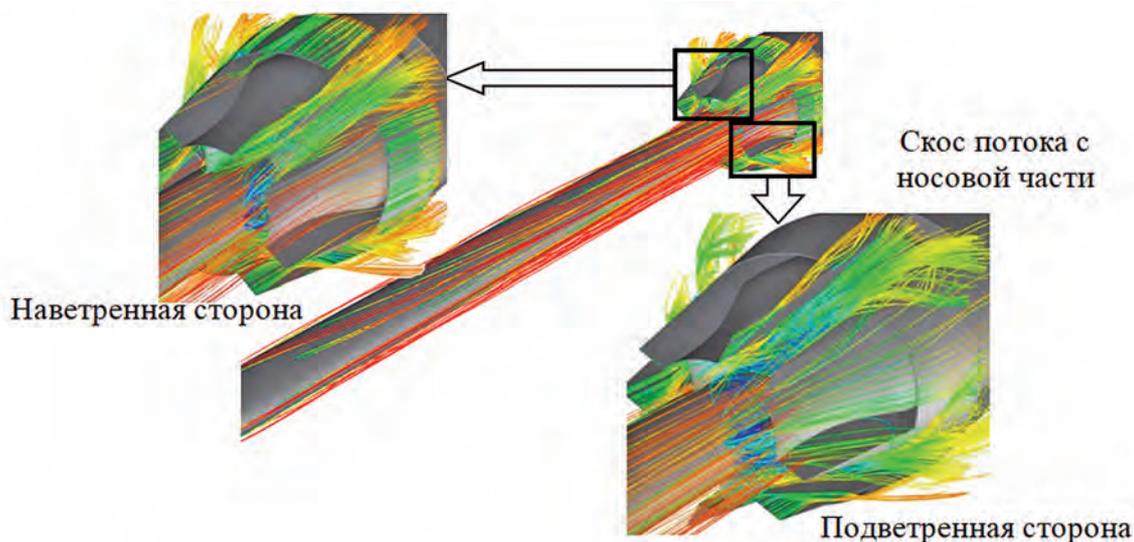


Рис. 9. Линии тока при обтекании ВЗУ под углом атаки

да воздуха и восстановления давления. Кроме того, при несимметрии обтекания и наличии угла атаки работа двух каналов ВЗУ является несинхронной из-за местного падения характеристик, что негативно сказывается на их работе.

При проектировании ВЗУ также не стоит забывать о таких конструктивных элементах, как оперение, представляющее собой совокупность аэродинамических поверхностей (крыльев, рулей), обеспечивающих устойчивость, управляемость и балансировку ЛА. Вихреобразование в следе крыла и ударные волны, образующиеся на передней кромке, турбулизируют поток и снижают его энергетiku, влияя на работу ВЗУ. В исследовании на основе постановки численного эксперимента рассмотрены три положения крыльев относительно входа в ВЗУ: за ВЗУ, параллельно с ВЗУ и две угловые ориентации модели в пространстве по углу атаки и крена.

Полученные результаты по влиянию крыльев на работу ВЗУ (рис. 10) позволяют сделать вывод, что расположение параллельно входу и перед вхо-

дом в ВЗУ негативно влияет на его работу, снижая коэффициент восстановления давления на 3% и коэффициент расхода воздуха — на 8%.

Аэродинамические рули, расположенные в носовой части на значительном удлинении, влияют на характеристики ВЗУ путем создания нестационарных возмущений [10]. При наличии угла атаки ЛА или угла отклонения руля в районе концевой хорды руля происходит перетекание воздушной массы с наветренной поверхности на подветренную поверхность консоли, вследствие чего образуется циркуляция воздуха, которая, срываясь с поверхности руля, образует вихревой след (рис. 11). В свою очередь, попав в патрубок ВЗУ, вихрь приводит к разрушению серии скачков уплотнения, создаваемых внутренним профилем ВЗУ. Кроме того, вихревой след, взаимодействуя с накопившимся ПС, может привести к его отрыву и перетеканию в ВЗУ.

Для устранения указанных недостатков предложена конструкция кольцевого ВЗУ секторного типа (рис. 12). Техническая задача предлагаемой

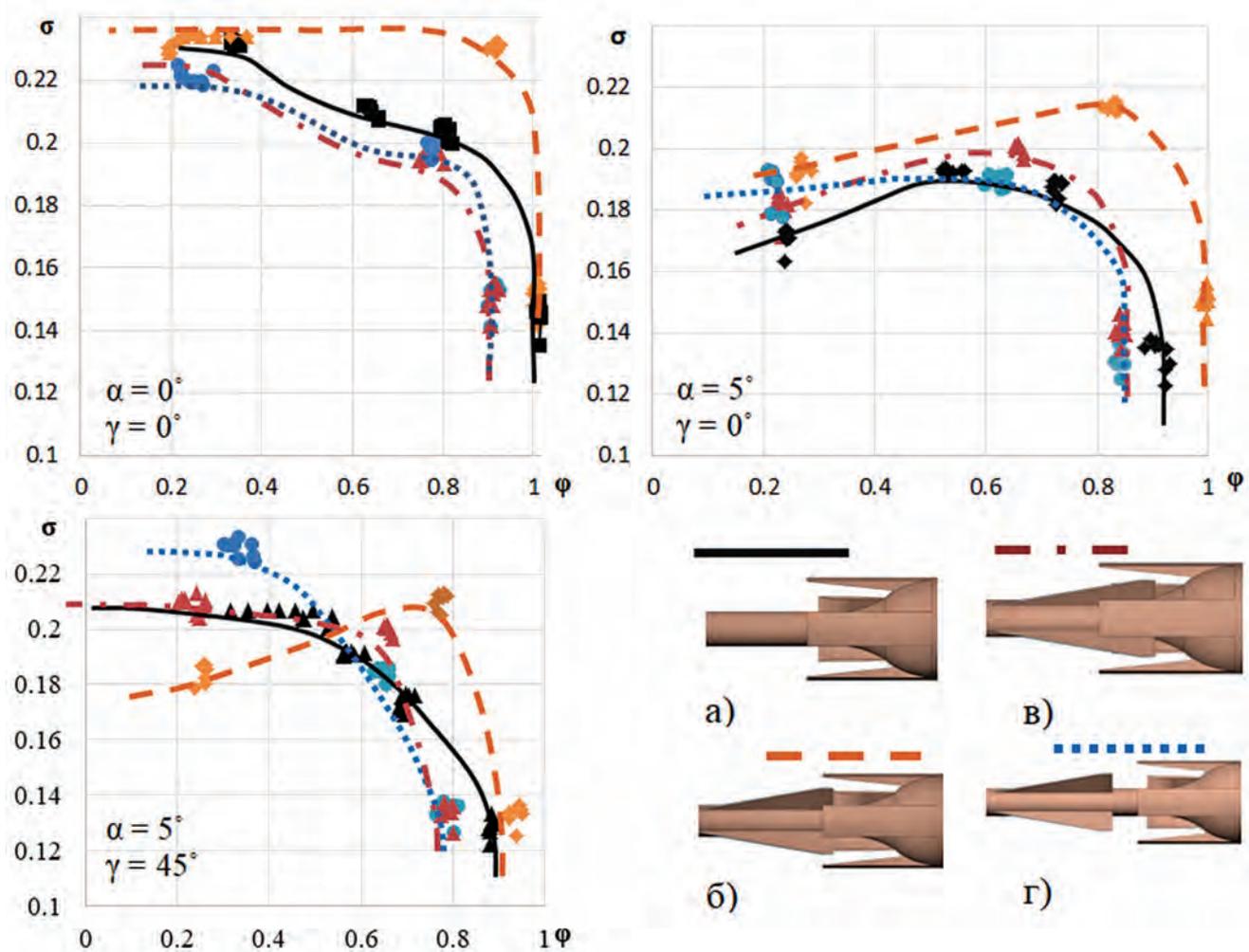


Рис. 10. Влияние оперения на ДХ ВЗУ: а — схема без оперения; б — оперение за входом в ВЗУ; в — оперение параллельно входу в ВЗУ; г — оперение перед входом в ВЗУ

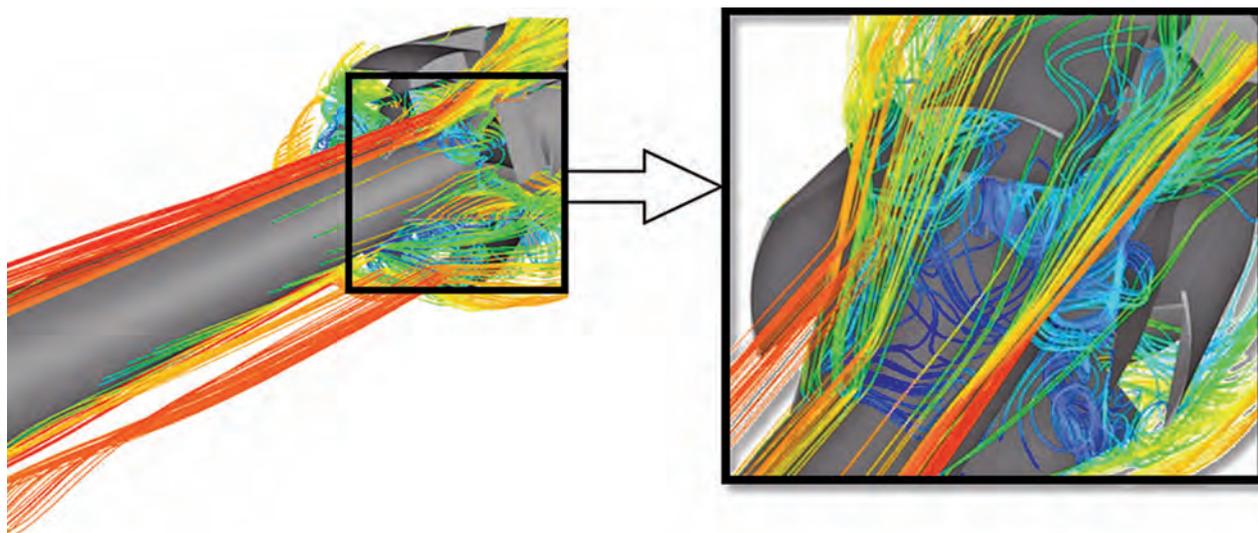


Рис. 11. Картина обтекания патрубков диффузоров

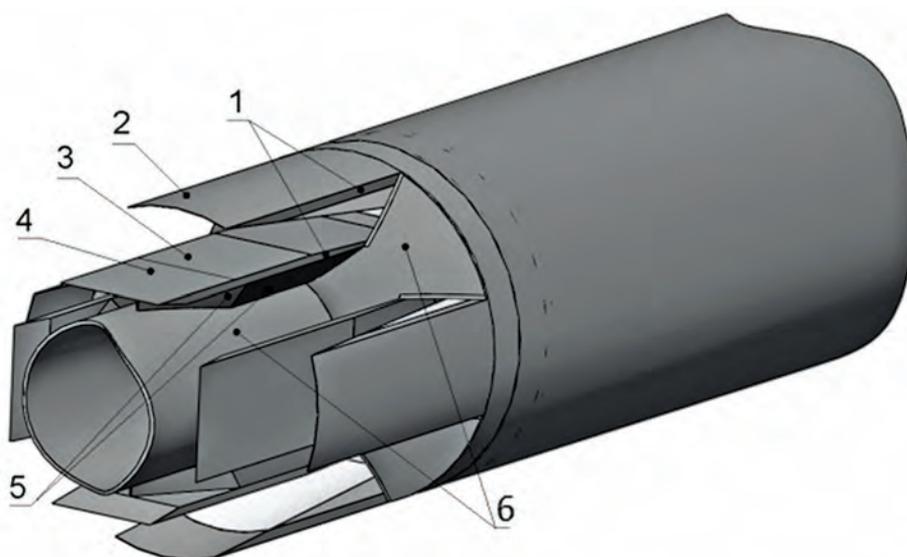


Рис. 12. Схема ВЗУ: 1 — патрубки диффузора; 2 — внешняя обечайка; 3 — внутренняя пластина; 4 — козырек; 5 — рассекатели пограничного слоя; 6 — каналы слива ПС

компоновочной схемы состоит в обеспечении максимально возможных дроссельных характеристик в диапазоне углов атаки ЛА от 0 до 5 градусов при минимальном дополнительном аэродинамическом сопротивлении. Рассматриваемая конструкция располагается в перепаде между калибрами и состоит из четырех профилированных патрубков диффузоров. Улучшение характеристик и обеспечение устойчивой работы ВЗУ реализуется за счет исключения попадания ПС в патрубки диффузоров при их поднятии над поверхностью центрального цилиндрического тела. При таком подходе формируется специальный канал слива части набегающего потока и ПС. Под патрубками диффузоров дополнительно располагаются рассекатели ПС,

предназначенные для разделения и направления ПС и отрывных течений с центрального тела. Рассекатели выполнены в виде клина для снижения аэродинамического сопротивления и двух параллельных пластин, формирующих поток на выходе из канала слива в плоскопараллельный.

Исключение влияния отрывных течений обеспечивается за счет введения специального элемента — разделительного козырька, препятствующего их попаданию в ВЗУ. Козырек располагается на нижней поверхности плоской пластины патрубка диффузора. Выступающий за входное сечение внешней пластины козырек не допускает попадания в ВЗУ потока, образованного от схода с цилиндрического тела при наличии углов атаки и

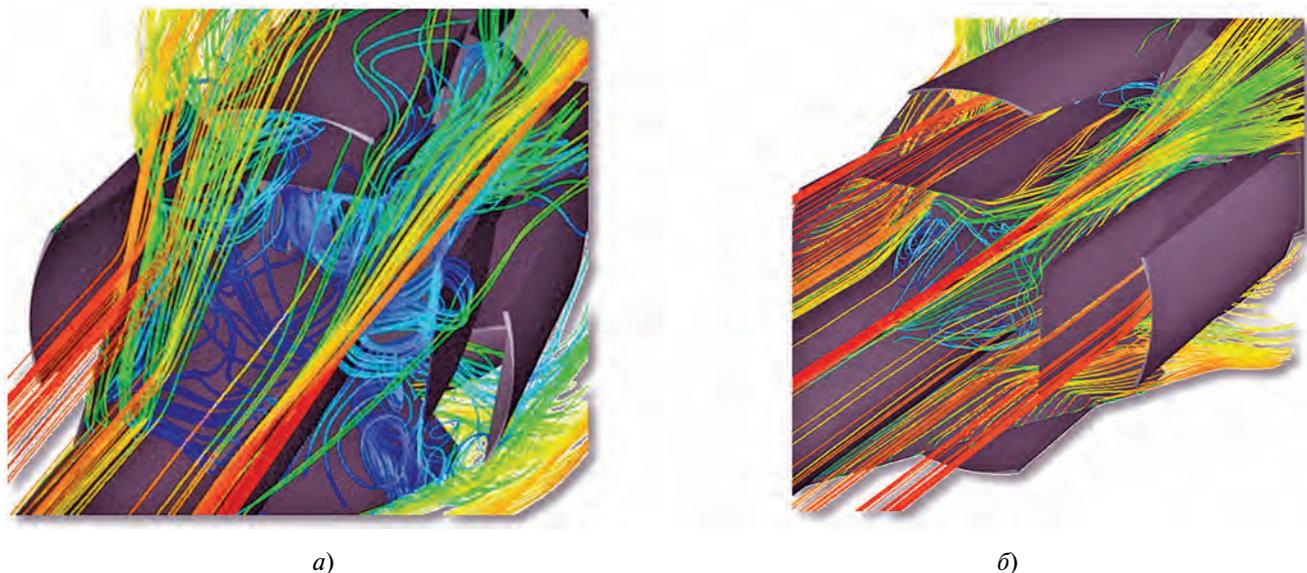


Рис. 13. Формирование потока перед входом в ВЗУ при отсутствии разделительного козырька (а) и при его наличии (б)

эволюционировавшего в отрывные структуры при взаимодействии с пограничным слоем. Данный элемент значительно улучшает формирование системы скачков в ВЗУ (рис. 13) и совместно с двумерным клиновым рассекателем формирует полуоткрытый сливной канал пограничного слоя и скошенного потока.

Исследования по влиянию козырька на ДХ ВЗУ показали (рис. 14), что изменение длины его выступающей части позволяет повысить коэффициент восстановления давления на 56% и коэффициент расхода воздуха — на 80% относительно модели ВЗУ внешнего сжатия без слива ПС при работе в аналогичных условиях.

Преимуществом рассматриваемой схемы является низкое лобовое сопротивление, что до-

стигается, во-первых, открытыми по боковым сторонам патрубками диффузора, дополнительно позволяющими сбрасывать (стравливать) лишний воздух из камеры ПСУ, обеспечивая беспомпажную работу ВЗУ и сохраняя систему скачков до входа в камеру дожигания; во-вторых, патрубки ограничены сверху внутренней сужающейся до критического сечения конической поверхностью внешней обечайки, выполненной в виде цилиндрической пластины, и снизу — плоской пластиной. Коническая поверхность внешней обечайки служит для формирования первого скачка, который, отражаясь от нижней плоской пластины, снова приходит на верхнюю коническую поверхность, формируя систему скачков. При этом нижняя часть патрубка, выполненная в виде

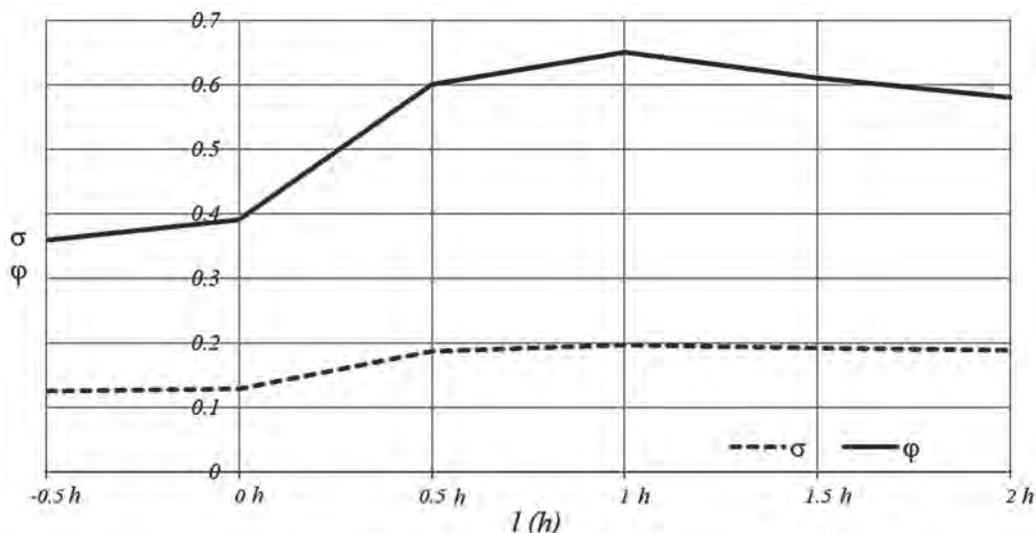


Рис. 14. Влияние длины козырька на дроссельные характеристики ВЗУ



Рис. 15. Блок-схема метода структурно-параметрического синтеза ВЗУ

плоской пластины, позволяет минимизировать сопротивление давления.

Проведенные исследования позволяют сформировать общую логику предлагаемого метода структурно-параметрического синтеза ВЗУ (рис. 15) на основе их функциональных особенностей, что дает возможность выбирать приоритетные конфигурации с учетом особенностей полета ЛА.

**Выводы**

Предложен метод оценки функциональных особенностей ВЗУ, позволяющий выбирать приоритетные решения по их конфигурациям с учетом специфики полета ЛА и накладываемых на них ограничений.

По результатам проведенного анализа и обзора компоновочных схем сформирована возможная совокупность конструктивных вариантов ВЗУ для использования в составе бикалиберного ЛА.

Сравнительный анализ характеристик ВЗУ рассмотренных конструктивных схем позволяет сделать следующие выводы:

– варианты ВЗУ без слива ПС имеют преимущества по аэродинамическому сопротивлению и конструктивно более просты, но уступают по рабочим характеристикам (коэффициенту восстановления полного давления и коэффициенту расхода);

– варианты ВЗУ со сливом ПС позволяют получить почти полуторакратное увеличение коэффициента восстановления, а коэффициента расхода — до 25%, но существенно повышают лобовое сопротивление;

– в диапазоне чисел Маха от 3 до 4 конфигурации со сливом ПС наиболее предпочтительны и позволяют повысить энергетику ЛА до 40% при росте работы сил сопротивления до 20%;

– конфигурации ВЗУ с внутренними сливными каналами в силу происходящих в нем газодинамических процессов обладают невысокой пропускной способностью и как следствие — относительно низкой эффективностью из-за большой дополнительной работы сил аэродинамического сопротивления. Такой вариант мало отличается от вариантов без слива ПС.

По результатам исследования влияния внешних возмущающих факторов на ДХ приоритетных конфигураций ВЗУ сделаны следующие выводы:

– установлено значительное влияние углов атаки на ДХ ВЗУ, что требует обязательного их учета в дальнейших расчетах. Проведенные исследования при одновременном отклонении рулей в сочетании с углом атаки  $\alpha = 5^\circ$  для рассматриваемой конструктивной схемы показывают снижение коэффициента восстановления давления  $\sigma$  в среднем на

20% и коэффициента расхода воздуха  $\phi$  — на 10%, что на 15–20% и 13–16% соответственно меньше ранее полученных данных для другой схемы, рассматриваемой при аналогичных условиях [20];

— исследование влияния положения аэродинамических поверхностей на ДХ ВЗУ показало снижение коэффициента восстановления давления не более чем на 5% и коэффициента расхода воздуха — на 10%. Приоритетным положением в данном случае является расположение аэродинамических поверхностей между секторами ВЗУ.

Проведенные исследования позволили сформировать новую конструктивную схему ВЗУ, с конкретными геометрическими параметрами (патент на полезную модель № 213675). Использование такого ВЗУ для рассматриваемого ЛА позволяет избежать негативного эффекта скосов и срывов потока. При этом коэффициент восстановления давления повышается на 56%, а коэффициент расхода воздуха — на 80% относительно ранее полученных данных для схемы ВЗУ внешнего сжатия без слива ПС, представленных в [21].

Полученные результаты дополнили проектно-информационный базис концептуального проектирования ЛА с ПСУ применительно к маневрирующему ЛА. Это позволит более обоснованно подойти к его структурному и параметрическому синтезу.

#### Список источников

1. Sun X., Ge J., Yang T. et al. Multifidelity Multidisciplinary Design Optimization of Integral Solid Propellant Ramjet Supersonic Cruise Vehicles // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 2019. Article ID 5192424. DOI: 10.1155/2019/5192424
2. Хилькевич В.Я., Яновский Л.С. Использование эффектов рикошетирования и кабрирования для увеличения дальности полета ракет // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2005. № 3. С. 70–72.
3. Дикшев А.И. Структурный синтез схем объемной компоновки бикалиберных ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2013. № 4(79). С. 37–47.
4. Лохтин О.И., Разносчиков В.В., Аверьков И.С. Методика создания 3D-модели летательного аппарата с ракетно-прямоточным двигателем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 131–139. DOI: 10.34759/vst-2020-2-131-139.
5. Fry R.S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // Journal of Propulsion and Power. 2004. Vol. 20. No. 1, pp. 27–58. DOI: 10.2514/1.9178
6. Александров В.Н., Бычков В.М., Верховолом В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета / Под ред. Л. С. Яновского. — М.: Академкнига, 2006. — 343 с.
7. Дикшев А.И., Костяной Е.М. Определение рациональных параметров и алгоритма работы бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=49300>
8. Фомин В.М., Звегинцев В.И., Мажуль И.И., Шумский В.В. Анализ эффективности использования комбинированной силовой установки для разгона малоразмерных ракет, стартующих с поверхности Земли // Прикладная механика и теоретическая физика. 2010. Т. 51. № 6. С. 21–30.
9. Moerel J.-L., Veraar R.G., Halswijk W.H.C. et al. Internal Flow Characteristics of a Rectangular Ramjet Air Intake // 45<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (02-05 August 2009; Denver, Colorado). AIAA 2009-5076. DOI: 10.2514/6.2009-5076
10. Krause M., Ballmann J. Numerical Simulations and Design of a Scramjet Intake Using Two Different RANS Solvers // 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (08-11 July 2007; Cincinnati, OH). AIAA 2007-5423. DOI: 10.2514/6.2007-5423
11. Albadwi A., Faisa A., Abdelhalim M., Salih A., Khalil M., Musa O. Design and Analysis of an Air Intake System of Ramjet Engine Using CFD Simulations // International Journal of Engineering and Information Systems (IJEAIS). 2021. Vol. 5. No. 2, pp. 180–190.
12. Masud J. Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet // 48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida). AIAA 2010-481. DOI: 10.2514/6.2010-481
13. Satyanarayana A., Theerthamalai P., Santhakumar S. Computational Aerodynamic Study of Body-Intake Configurations // 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09–12 January 2006; Reno, Nevada). AIAA 2006-861. DOI: 10.2514/6.2006-861
14. Сухов А.В., Федотова К.В., Шмаркова Л.И. Численное исследование характеристик сверхзвукового воздухозаборного устройства прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Наука и образование. МГУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 11. С. 345–356. DOI: 10.7463/1114.0740091
15. Рахманин Д.А. Численное моделирование влияния носовой части фюзеляжа на внутренние характеристики воздухозаборного устройства // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике (20–21 апреля 2017; п. Володарского). — Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2017. С. 193.
16. Ободовская Е.А., Гольдфельд М.А., Коротаева Т.А. Исследование газодинамической структуры течения в одиночном канале слива пограничного слоя при гиперзвуковых скоростях набегающего потока // Динамика многофазных сред: Сб. тез. XVI Всероссийского семинара с международным участием (30 сентября — 05 октября 2019; Новосибирск). — Новосибирск: Изд-во ФГБУН Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН. С. 132–133.
17. Виноградов В.А., Кусюкбаева Д.И., Степанов В.А. Расчетные исследования воздухозаборников в компоновке

- с корпусом сверхзвукового летательного аппарата при  $M = 1.5-4.0$  // Модели и методы аэродинамики: Сб. тез. XXXVIII международной школы-семинара (04–11 июня 2018; Евпатория). — Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2018. С. 51–52.
18. Новогородцев Е.В., Карпов Е.В., Колтоков Н.Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 7–27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27
  19. Сорокин В.А., Норенко А.Ю., Логинов А.Н. и др. Расчет и проектирование двухканального воздухозаборного устройства для современных ракетно-прямоточных двигателей на твердом ракетном топливе // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2019. № 2(107). С. 84–93.
  20. Rogozin A.D., Maksimov S.S. Экспериментальные исследования влияния схода воздушного потока на дроссельные характеристики воздухозаборного устройства, расположенного в следе рулевых поверхностей // Оборонная техника. 2015. № 9. С. 148–151.
  21. Затолока В.В., Александрович Е.В., Семенов А.А., Трифононов А.К. Кольцевые и секторные воздухозаборники с сужением фюзеляжа перед входом и эффективность их использования на ракетах с ПВРД // Труды ЦАГИ. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1968. С. 14–31.
  22. Ветров В.В., Шилин П.Д. Сравнительный анализ результатов численного моделирования и экспериментального исследования дроссельных характеристик воздухозаборных устройств // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022. № 68. С. 21–29. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.68.03
  23. Ветров В.В., Воробьев А.А., Морозов В.В., Шилин П.Д. Модуль расчета траекторных параметров маневрирующего летательного аппарата с прямоточной силовой установкой. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2022665225. Бюл. № 8, 11.08.2022.
  7. Dikshev A.I., Kostyanov E.M. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49300>
  8. Fomin V.M., Zvegintsev V.I., Mazhul' I.I., Shumskii V.V. *Prikladnaya mekhanika i teoreticheskaya fizika*, 2010, vol. 51, no. 6, pp. 21–30.
  9. Moerel J.-L., Veraar R.G., Halswijk W.H.C. et al. Internal Flow Characteristics of a Rectangular Ramjet Air Intake. *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (02-05 August 2009; Denver, Colorado)*. AIAA 2009-5076. DOI: 10.2514/6.2009-5076
  10. Krause M., Ballmann J. Numerical Simulations and Design of a Scramjet Intake Using Two Different RANS Solvers. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (08–11 July 2007; Cincinnati, OH)*. AIAA 2007-5423. DOI: 10.2514/6.2007-5423
  11. Albadwi A., Faisa A., Abdelhalim M., Salih A., Khalil M., Musa O. Design and Analysis of an Air Intake System of Ramjet Engine Using CFD Simulations. *International Journal of Engineering and Information Systems (IJEAIS)*, 2021, vol. 5, no. 2, pp. 180–190.
  12. Masud J. Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida)*. AIAA 2010-481. DOI: 10.2514/6.2010-481
  13. Satyanarayana A., Theerthamalai P., Santhakumar S. Computational Aerodynamic Study of Body-Intake Configurations. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09–12 January 2006; Reno, Nevada)*. AIAA 2006-861. DOI: 10.2514/6.2006-861
  14. Sukhov A.V., Fedotova K.V., Shmarkova L.I. *Nauka i Obrazovanie. MGTU im. N.E. Bauman*, 2014, no. 11, pp. 345–356. DOI: 10.7463/1114.0740091
  15. Rakhmanin D.A. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (20–21 April 2017; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI, 2017, p. 193.
  16. Obodovskaya E.A., Gol'dfel'd M.A., Korotaeva T.A. *Materialy XVI Vserossiiskogo seminar s mezhdunarodnym uchastiem "Dinamika mnogofaznykh sred" (30 September — 05 October 2019; Novosibirsk)*. Novosibirsk, Institut teoreticheskoi i prikladnoi mekhaniki im. S.A. Khristianovicha Sibirskogo otdeleniya RAN, pp. 132–133.
  17. Vinogradov V.A., Kusyukbaeva D.I., Stepanov V.A. *Materialy XXXVIII Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (04–11 June 2018; Evpatoriya)*. Zhukovskii, TsAGI, 2018, pp. 51–52.
  18. Novogorodtsev E.V., Karpov E.V., Koltok N.G. Characteristics improvement of spatial fixed-geometry air intakes of external compression based on boundary layer control systems application. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 7–27. DOI: 10.34759/vst-2021-4-7-27
  19. Sorokin V.A., Norenko A.Yu., Loginov A.N. et al. *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Raketnykh i Artilleriiskikh Nauk*, 2019, no. 2(107), pp. 84–93.
  20. Rogozin A.D., Maksimov S.S. *Oboronnaya tekhnika*, 2015, no. 9, pp. 148–151.
  21. Zatoloka V.V., Aleksandrovich E.V., Semenov A.A., Trifonov A.K. *Trudy TsAGI*, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1968, pp. 14–31.
  22. Vetrov V.V., Shilin P.D. *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2022, no. 68, pp. 21–29. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.68.03

## References

1. Sun X., Ge J., Yang T. et al. Multifidelity Multidisciplinary Design Optimization of Integral Solid Propellant Ramjet Supersonic Cruise Vehicles. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, vol. 2019. Article ID 5192424. DOI: 10.1155/2019/5192424
2. Khil'kevich V.Ya., Yanovskii L.S. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya tekhnika*, 2005, no. 3, pp. 70–72.
3. Dikshev A.I. *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Raketnykh i Artilleriiskikh Nauk*, 2013, no. 4(79), pp. 37–47.
4. Lokhtin O.I., Raznoschikov V.V., Aver'kov I.S. A technique for 3D-model developing of a flying vehicle with ducted rocket engine. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 131–139. DOI: 10.34759/vst-2020-2-131-139
5. Fry R.S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 20, no. 1, pp. 27–58. DOI: 10.2514/1.9178
6. Aleksandrov V.N., Bytskevich V.M., Verkholomov V.K. et al. *Integral'nye pryamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh. Osnovy teorii i rascheta* (Integral direct-flow air-jet engines on solid fuels. Fundamentals of theory and calculation). Moscow, Akademykniga, 2006, 343 p.

23. Vetrov V.V., Vorob'ev A.A., Morozov V.V., Shilin P.D. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Modul' rascheta traektornykh parametrov manevrirovaniya letatel'nogo apparata s pryamotokhnnoi silovoi ustanovkoi" No. RU2022665225, 11.08.2022* (Certificate of state registration of computer programs "Module for calculating trajectory parameters of a maneuvering aircraft with a ramjet power plant", no. 2022665225, 11.08.2022).

Статья поступила в редакцию 07.12.2022; одобрена после рецензирования 25.12.2022; принята к публикации 28.12.2022.

The article was submitted on 07.12.2022; approved after reviewing on 25.12.2022; accepted for publication on 28.12.2022.