

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.452.22

КАЛИБЕРНОЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Ветров В.В.¹, Морозов В.В.¹, Костяной Е.М.², Оськин А.С.^{2*}, Федоров А.С.²

¹ Тульский государственный университет,
пр. Ленина, 92, Тула, 300012, Россия

² Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова,
КБП, ул. Щегловская засека, 59, Тула, 300001, Россия

* e-mail: oas2009@bk.ru

Статья поступила в редакцию 28.12.2018

Приведены результаты теоретико-экспериментальных исследований характеристик калиберных воздухозаборных устройств (ВЗУ) для летательного аппарата (ЛА) с ракетно-прямоточным двигателем (РПД), движущегося в плотных слоях атмосферы. Получены дроссельные характеристики для калиберного четырехканального ВЗУ. Проанализированы дальности полета управляемых артиллерийских снарядов с РПД.

Ключевые слова: воздухозаборное устройство, ракетно-прямоточный двигатель.

Анализ тенденций развития ЛА ближней зоны с активным стартом показывает, что одним из главных направлений их совершенствования является увеличение дальности полета [1]. При этом габаритно-массовые характеристики (ГМХ) ЛА остаются на прежнем уровне, что не позволяет использовать экстенсивные пути развития, связанные с увеличением стартовой и бортовой энергетики за счет массы топлива [13]. В данных условиях важное место занимает направление, связанное с рациональным использованием бортовой энергетики, в рамках которого применяются уже классические решения: улучшение аэродинамической формы снаряда, совершенствование ме-

тательных зарядов, использование ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) и донного газогенератора (ДГГ) [11]. Однако потенциал данных решений в настоящее время во многом близок к своему пределу.

В связи с этим особое внимание стали уделять двигательным установкам (ДУ), энергетические возможности которых могут быть улучшены за счет использования атмосферного воздуха. В частности, речь идет о ракетно-прямоточном двигателе [2].

В настоящее время перспективным является распространение достижений в области создания РПД на ЛА различных классов, движущихся в

плотных слоях атмосферы, в том числе и на управляемые артиллерийские снаряды (УАС) [9]. В частности, на перспективных УАС возможно увеличение дальности полета до 50 % по сравнению с дальностями, которые могут быть достигнуты при использовании хорошо известных технических решений (РДТТ и ДГГ) [3].

Объективными предпосылками использования РПД на УАС являются высокие стартовые скорости и движение в плотных слоях атмосферы, что позволяет реализовать энергетические преимущества РПД по сравнению с РДТТ [7].

Одним из ключевых элементов, в значительной степени определяющих эффективность РПД в целом, является воздухозаборное устройство (ВЗУ) [19].

Эффективность ВЗУ оценивается количеством проходящего через него воздуха и давлением на входе в камеру дожигания на любом режиме полета в пределах рабочего диапазона [14].

При размещении РПД на борту УАС принципиальным является выбор между носовым и кормовым расположением нерегулируемого ВЗУ (рис. 1), во многом определяющим облик снаряда в целом [20]. Использование нерегулируемого ВЗУ обусловлено требованиями к надежности и простоте конструкции ДУ [12]. Этими же требованиями обусловлена необходимость выполнения ВЗУ в калибре УАС без дополнительных выдвигаемых элементов [16].

В известных вариантах размещения РПД в составе артиллерийских снарядов имеют место два радикально различающихся подхода к проектированию, хорошо проиллюстрированных на рис. 1 [18]. В первом случае (рис. 1,а) приоритет отдан РПД, а во многом одному из его ключевых элементов – ВЗУ, в то время как сам снаряд рассматривается по остаточному принципу. Во втором

случае (рис. 1,б) снаряду уделено основное внимание, а энергоустановка, в частности такие ее ключевые элементы, как ВЗУ и камера дожигания, выполнена с использованием решений, обладающих крайне низкой эффективностью с точки зрения работы РПД [5].

Новизна предлагаемой работы заключается в том, что в качестве объекта исследования рассматривается УАС и производится поиск разумного компромисса между требованиями к ДУ и снаряду в целом, что формализовано в виде наложенных ограничений на габариты, массу снаряда и массу боевой части (БЧ) при максимизации целевой функции – дальности полета.

С учетом вышеизложенного цель работы может быть сформулирована следующим образом: определение наиболее рациональной конфигурации кормового калиберного ВЗУ на УАС с РПД.

Цель исследования достигается постановкой и решением следующих основных задач:

- исследование различных вариантов реализации ВЗУ с использованием методов вычислительной газовой динамики (ВГД);
- исследование синтезированных решений в рамках продувок в аэродинамической трубе;
- анализ полученных результатов аэродинамических испытаний с формулированием дальнейших рекомендаций по реализации нерегулируемого кормового ВЗУ на УАС с РПД.

Наиболее простой инструментарий исследования для построения ВЗУ основывается на теории конических течений, косых скачков уплотнения и волн разряжения [10]. Методы ВГД существенно более сложные и ресурсоемкие, но при этом дают возможность проводить более точное моделирование сложных течений. Так, программный комплекс SolidWorks Flow Simulation, в котором заложена система уравнений Рейнольдса, численно

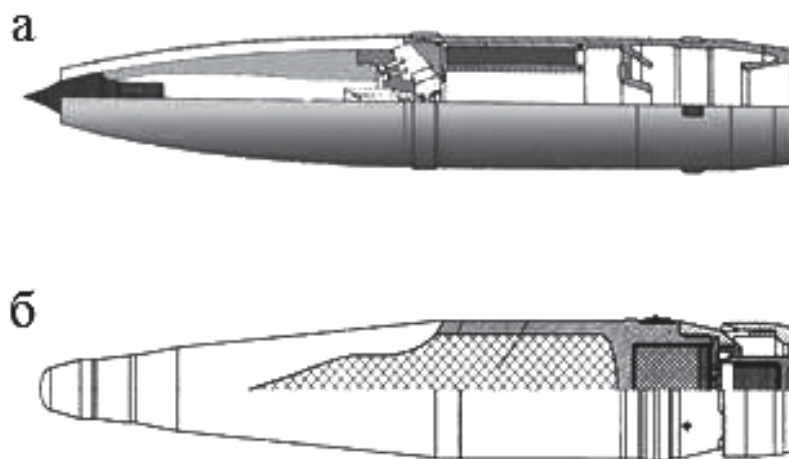


Рис. 1. Варианты расположения ВЗУ на УАС: а – лобовое; б – кормовое

реализуемая с использованием метода конечных объемов и замкнутая $k-\epsilon$ моделью турбулентности, применяется для описания пространственных течений с учетом наличия пограничного слоя и отрывных явлений [4]. Применение первого метода дает завышенные, более чем на 25 %, результаты и отражает идеализированную картину (случай минимального влияния на течение вязких явлений). Этот подход допустим лишь при первом приближении с последующими уточненными расчетами методом ВГД. Более объективные оценки с учетом пространственных особенностей геометрии ВЗУ и особенностей изготовления могут быть получены на базе второго подхода при условии последующего уточнения результатов в рамках испытаний в аэродинамической трубе.

В ходе полета УАС обтекается сверхзвуковым потоком, при этом по всей длине планера постепенно начинает нарастать пограничный слой с последующим переходом в каналы ВЗУ, что неблагоприятным образом влияет на его основные характеристики (коэффициент восстановления полного давления σ и коэффициент расхода воздуха Φ), а следовательно, и на работоспособность всего РПД в целом [17].

Работоспособность ВЗУ характеризуется дроссельными характеристиками – зависимостью σ от Φ [15].

Известны два типа ВЗУ: со сливом пограничного слоя и без него (рис. 2).

Проведенные предварительные расчеты показали низкую эффективность конфигурации ВЗУ без слива пограничного слоя, что делает актуальной более детальную проработку вариантов ВЗУ с системами слива пограничного слоя.

Для начальных исследований был спроектирован исходный вариант 12-патрубкового калиберного ВЗУ, особенностью которого является наличие перед входом в канал сужающегося участка



Рис. 2. Варианты ВЗУ калиберного кормового исполнения: *a* – без слива пограничного слоя; *б* – со сливом пограничного слоя

корпуса. ВЗУ снабжено 12 узкими радиальными каналами для слива пограничного слоя. Эта модель имеет две конфигурации, в которых ВЗУ различаются наличием либо отсутствием перед каналами 12 продольных ребер. В случае со сливом пограничного слоя можно наблюдать отрывные эффекты на входе в ВЗУ. В значительной мере это связано с малыми размерами сливных каналов, обусловленными жесткими габаритными ограничениями. Улучшить картину обтекания УАС удалось благодаря введению разделяющих потоки пилонов (рис. 3).

Моделирование функционирования РПД с 12-патрубковым кормовым калиберным ВЗУ в составе УАС показало возможность увеличения дальности полета на 20–50 % по сравнению с базовым образцом ДУ без РПД [3].

Для наглядного представления конструкции 12-патрубкового ВЗУ был изготовлен его макет методами 3D-прототипирования (рис. 4).

Для уточнения рабочих параметров калиберного кормового ВЗУ и РПД в целом разработан и запатентован макет планера ЛА с РПД. При проектировании модели изначально учитывалась необходимость подключения измерительной аппаратуры для дальнейших работ и закладывался принцип модульности, позволяющий на одной модели рассматривать несколько различных вари-

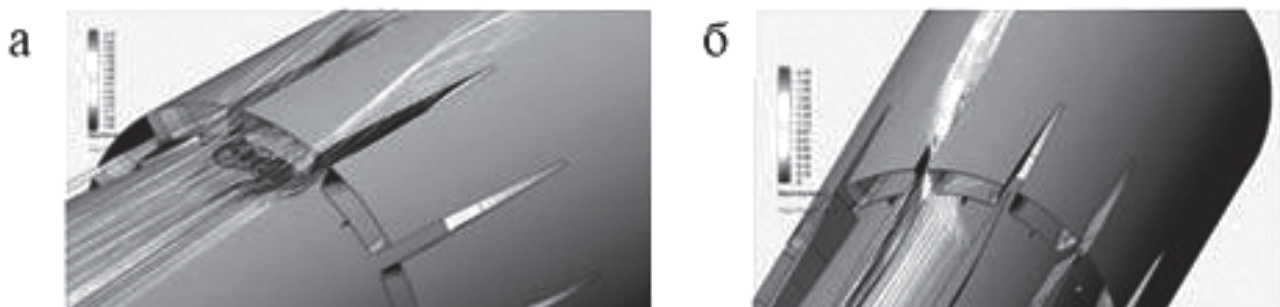


Рис. 3. Движение потока в виде линий тока в области ВЗУ: *a* – ВЗУ без продольных ребер; *б* – ВЗУ с продольными ребрами

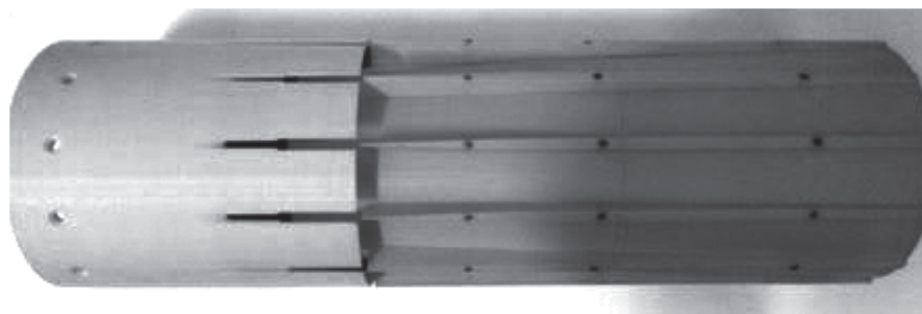


Рис. 4. Модель 12-патрубкового ВЗУ, напечатанного на 3D-принтере

антов реализации. Кроме того, принималось во внимание требование обеспечения коэффициента запаса прочности более 5 и выполнялись соответствующие прочностные расчеты. По длине внутреннего канала ВЗУ предусмотрено размещение приемников статического и полного давления, а на выходе из ВЗУ – приемников полного давления (рис. 5) [6].

Работы проводились совместно ФГБОУ ВО «ТулГУ» и АО «КБП». Экспериментальная часть выполнялась на базе ФГУП «ЦАГИ».

ФГБОУ ВО «ТулГУ» и ФГУП «ЦАГИ» провели исследования по определению характеристик ВЗУ: коэффициента восстановления полного давления σ и коэффициента расхода ϕ . Дроссельные характеристики модели определялись для вариантов с пилонами и без них при различных числах Маха набегающего потока (рис. 6).

Для данного варианта модели было проведено сравнение результатов продувок в аэродинамической трубе и расчетов с помощью методов ВГД. Результаты испытаний показали, что расхождение

между расчетными и экспериментальными данными в коэффициенте восстановления давления составляет 7–10 %, а в коэффициенте расхода воздуха – 10–20 %.

Одной из ключевых особенностей исходного варианта ВЗУ явилась низкая эффективность системы слива пограничного слоя, что негативно сказывалось на его характеристиках. В связи с этим исходная модель была доработана до второго и в последующем до третьего варианта.

Вторая модель ВЗУ предназначена для проверки влияния уменьшения диаметра участка корпуса изделия, расположенного перед входом ВЗУ, на характеристики воздухозаборника. Данная модель также представляет собой 12-патрубковое калиберное ВЗУ с сужающимся участком корпуса, диаметр которого на 16 % меньше диаметра сужающейся части первой модели (рис. 7).

Третий вариант модели предназначен для определения возможности повышения характеристик кормового ВЗУ за счет увеличения щелей для слива пограничного слоя с поверхности корпуса

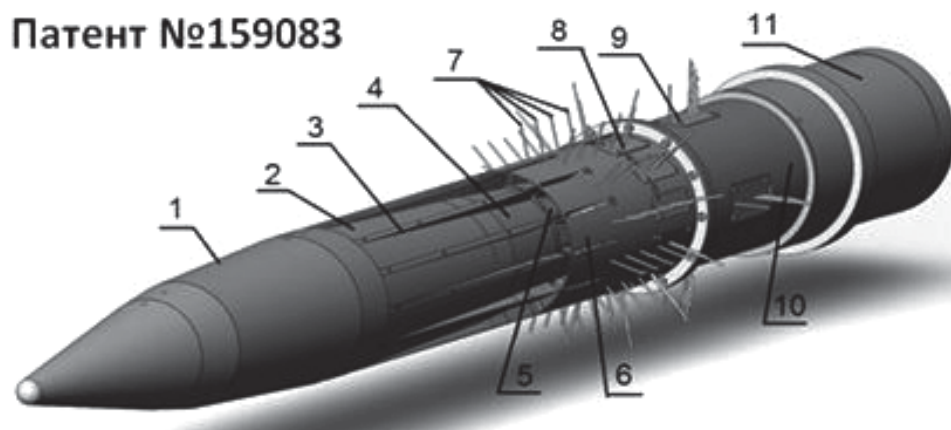


Рис. 5. Модель УАС с кормовым калиберным ВЗУ для проведения аэродинамических испытаний: 1 – носовая часть; 2 – имитатор полезной нагрузки; 3 – продольные пилоны; 4 – имитатор газогенератора; 5 – кольцевое секторное ВЗУ; 6 – обечайка ВЗУ; 7 – приемники для измерения статического давления; 8, 9 – гребенки с приемниками для измерения полного давления; 10 – обечайка камеры дожигания; 11 – переходник для стыковки с аэродинамической трубой

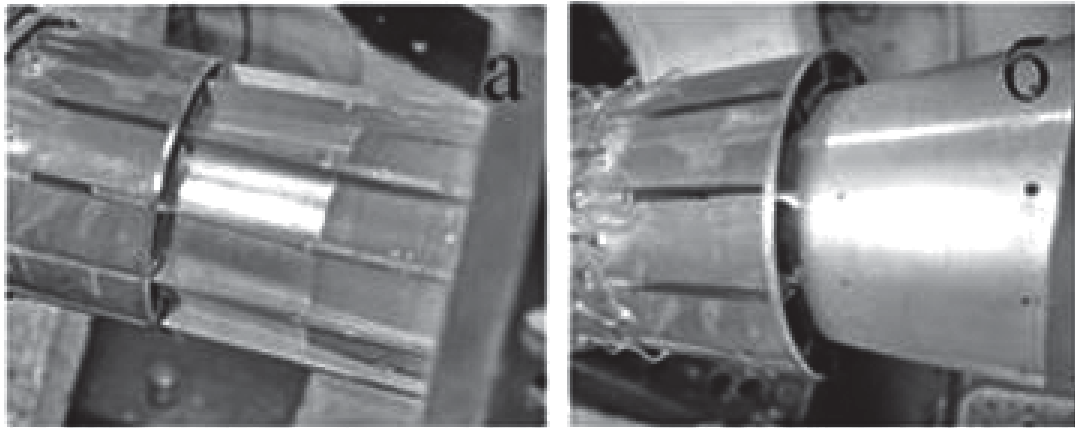


Рис. 6. Исходный вариант 12-патрубкового ВЗУ: *а* – с продольными ребрами, *б* – без продольных ребер

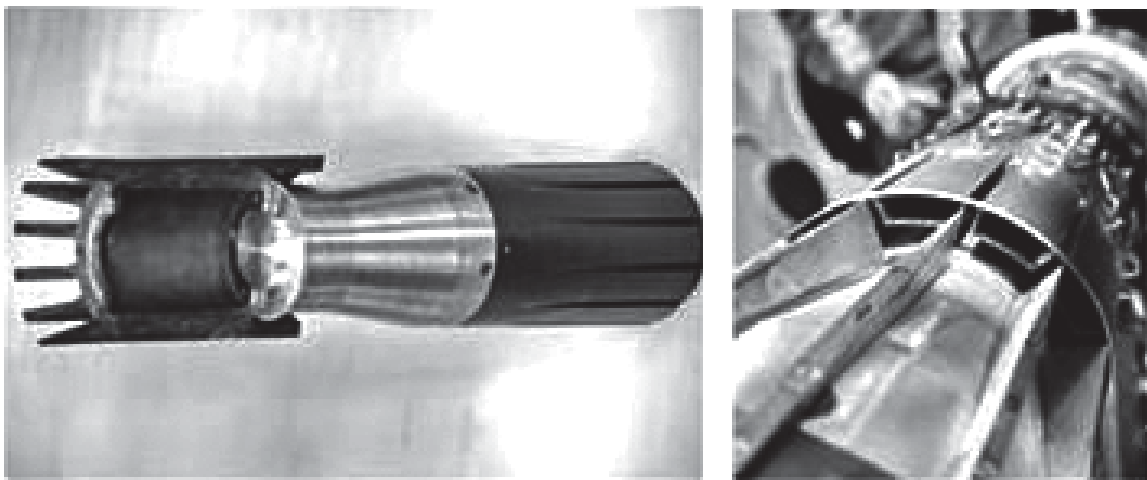


Рис. 7. Вторая модель 12-патрубкового калиберного ВЗУ

модели перед ВЗУ. Для этого количество патрубков модели было уменьшено до 6, слив был организован за счет места, освободившегося после удаления патрубков. Между собой варианты мо-

делей различаются лишь наличием либо отсутствием продольных ребер (рис. 8).

В общем, по двум доработанным конфигурациям исходного варианта 12-патрубкового ВЗУ

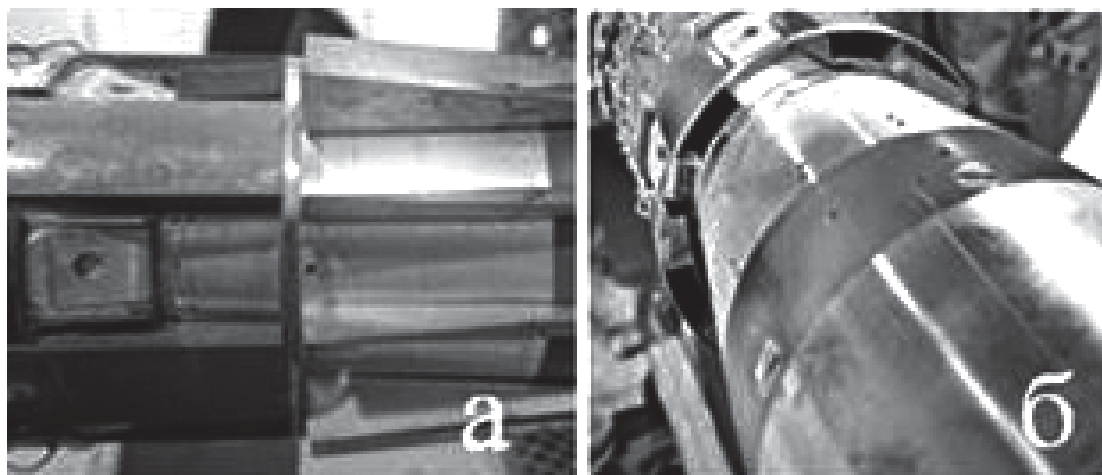


Рис. 8. Третья модель 6-патрубкового ВЗУ: *а* – с 12 продольными ребрами; *б* – без продольных ребер

можно отметить следующее: для второго варианта, по сравнению с исходным, был получен коэффициент восстановления полного давления, уменьшенный на 25–32 % в зависимости от числа Маха (чем больше число Маха, тем больше потери), а максимальный коэффициент расхода воздуха снизился на 18–27 %. Для третьей доработки коэффициент восстановления полного давления увеличился на 14–20 %, коэффициент расхода воздуха — на 11–27 %. Третья доработка дала положительный результат по работе ВЗУ. Также стоит отметить, что положительное влияние на коэффициент восстановления полного давления может оказать изменение организации сжатия потока на входе в каналы ВЗУ.

С учетом вышесказанного разработана последующая конфигурация кормового калиберного ВЗУ, показанная на рис. 9 и содержащая шесть заборников коробчатого типа. Был изготовлен макет и проведены аэродинамические испытания в ФГУП «ЦАГИ».

В результате анализа итогов численного моделирования процессов функционирования для ВЗУ коробчатого типа стали очевидны следующие результаты:

– ВЗУ коробчатого типа в диапазоне чисел Маха $M = 2,2-2,5$ обеспечивает полный слив дозвуковой части пограничного слоя, а при $M = 1,5-1,7$ граница сверхзвуковой и дозвуковой областей пограничного слоя находится все же несколько выше, чем нижняя кромка ВЗУ;

– по сравнению с рассматриваемыми ранее вариантами ВЗУ без области внешнего сжатия ударно-волновая структура течения в его каналах является более четкой и стабильной, а потери полного давления — меньшими благодаря более качественному сливу пограничного слоя и пред-

варительному торможению потока в системе ко-схских скачков уплотнения в области внешнего сжатия;

– обеспечение поступления в камеру дожига-ния воздушного потока с умеренными потерями полного давления при сохранении кормового расположения калиберного ВЗУ и силовой установки приводит к необходимости затратить на систему слива пограничного слоя более 50% от потенциально возможного коэффициента расхода воздуха, что мотивирует к дальнейшему поиску технических конструктивных решений, позволяющих уменьшить данный недостаток.

На пути дальнейшего совершенствования калиберного ВЗУ предполагается использование объемного профилирования каналов [21]. При этом следует не допускать смешивания в сливных каналах сбрасываемого воздуха пограничных слоев с высокоскоростным потоком и стремиться забирать в ВЗУ высокоскоростной поток полностью. Процесс слива пограничного слоя требуется интенсифицировать эффектом эжекции, возникающим при обтекании радиальных каналов слива внешним набегающим потоком.

С учетом указанных выше рекомендаций предложен вариант УАС с РПД, оснащенный кольцевым ВЗУ со сбросом пограничного слоя через радиальные пилоны (рис. 10).

Для данной конфигурации ВЗУ были проведены численные расчеты в программном комплексе SolidWorks Flow Simulation, результаты которых обобщены в форме дроссельных характеристик. В зависимости от размеров кольцевого ВЗУ дроссельные характеристики имеют либо ярко выраженную горизонтальную (рис. 11,а), либо развитую вертикальную ветвь (рис. 11,б). Для первого случая характерны более высокие значения коэф-

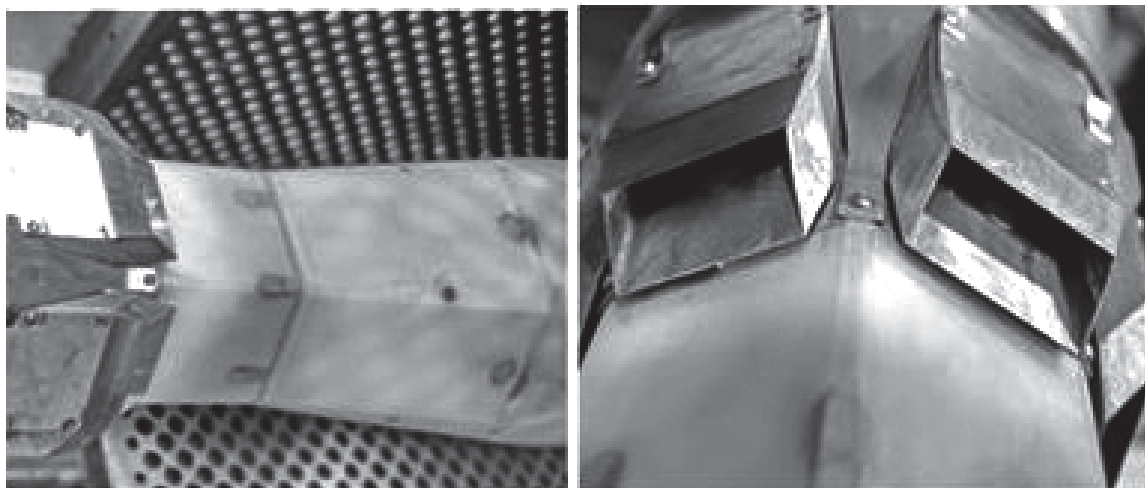


Рис. 9. Модель коробчатого ВЗУ

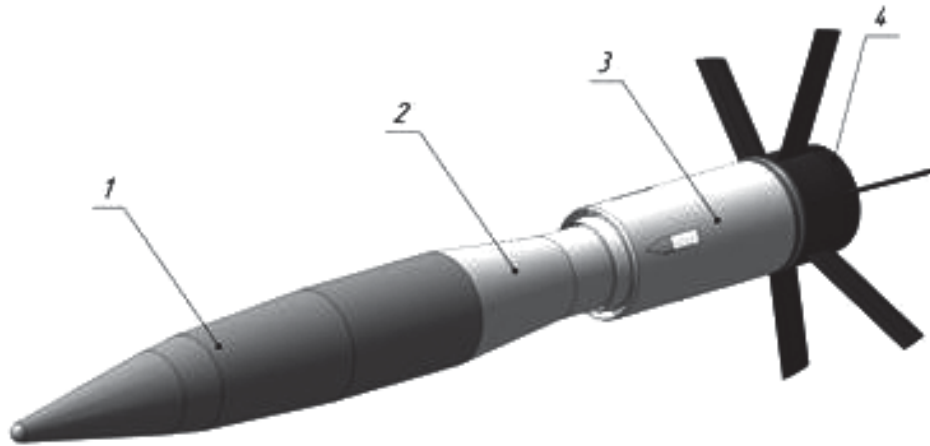


Рис. 10. Модель УАС с РПД с четырехканальным ВЗУ кольцевого типа: 1 – носовая часть; 2 – сужение фюзеляжа перед ВЗУ; 3 – ВЗУ с камерой дожигания; 4 – блок стабилизаторов

фициента восстановления полного давления, а для второго – большая стабильность работы ВЗУ и ДУ в целом.

Использование различных решений в части организации процессов в камере дожигания, выбор топливной композиции, пространственной ориентации и количества расходных отверстий газогенератора, удлинения камеры дожигания, в том числе и с учетом возможности использования принципа полетной трансформации и т.д., позволяет получать различные коэффициенты полноты дожигания [12].

Выводы

Анализ различных вариантов калиберных ВЗУ, размещенных на УАС, позволяет сформулировать следующие частные выводы как по работе ВЗУ, так и по наиболее предпочтительной для дальнейшего использования схеме воздухозаборника:

1. Показано, что, в отличие от ВЗУ носового расположения, для кормовых калиберных ВЗУ, где значительно влияние пограничного слоя, рационально использовать методы вычислительной газовой динамики и программные средства, их реализующие, например программный модуль Flow Simulation, результаты моделирования в котором показали удовлетворительную сходимость с продувками в аэродинамической трубе (расхождение по коэффициенту восстановления полного давления 7–10 %).

2. С использованием методов численного моделирования проведен анализ ряда конфигураций ВЗУ, включая варианты без слива и со сливом пограничного слоя, 12-, 6- и 4-канальные, коробчатые, секторные, кольцевые. По комплексу фак-

торов (коэффициенты расхода воздуха и восстановления полного давления, форма дроссельной характеристики, стабильность работы) наиболее предпочтительным является 4-патрубковое кольцевое ВЗУ секторного типа.

3. Для ряда вариантов ВЗУ проведены испытания в аэродинамической трубе, которые показали хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных и позволили обоснованно выйти на наиболее рациональный вариант конструкции нерегулируемого калиберного ВЗУ для РПД кормового расположения, интегрированного в состав УАС.

4. По предварительным оценкам, дальность полета УАС с кольцевым 4-канальным ВЗУ, расположенным на кормовом РПД, на 25 % превосходит по дальности УАС с РДТТ и ДГГ.

Библиографический список

1. *Бабицев В.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Коликов А.А., Костяной Е.М.* Способы повышения баллистической эффективности артиллерийских управляемых снарядов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2010. № 3(65). С. 3–9.
2. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Л.* Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
3. *Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М.* Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1958. С. 114, 119–122.
4. *Оськин А.С.* Анализ характеристик воздухозаборных устройств кормового расположения, выполненных в габаритах ЛА // Наука будущего – наука молодых: Сб. тезисов III Всероссийского научного фо-

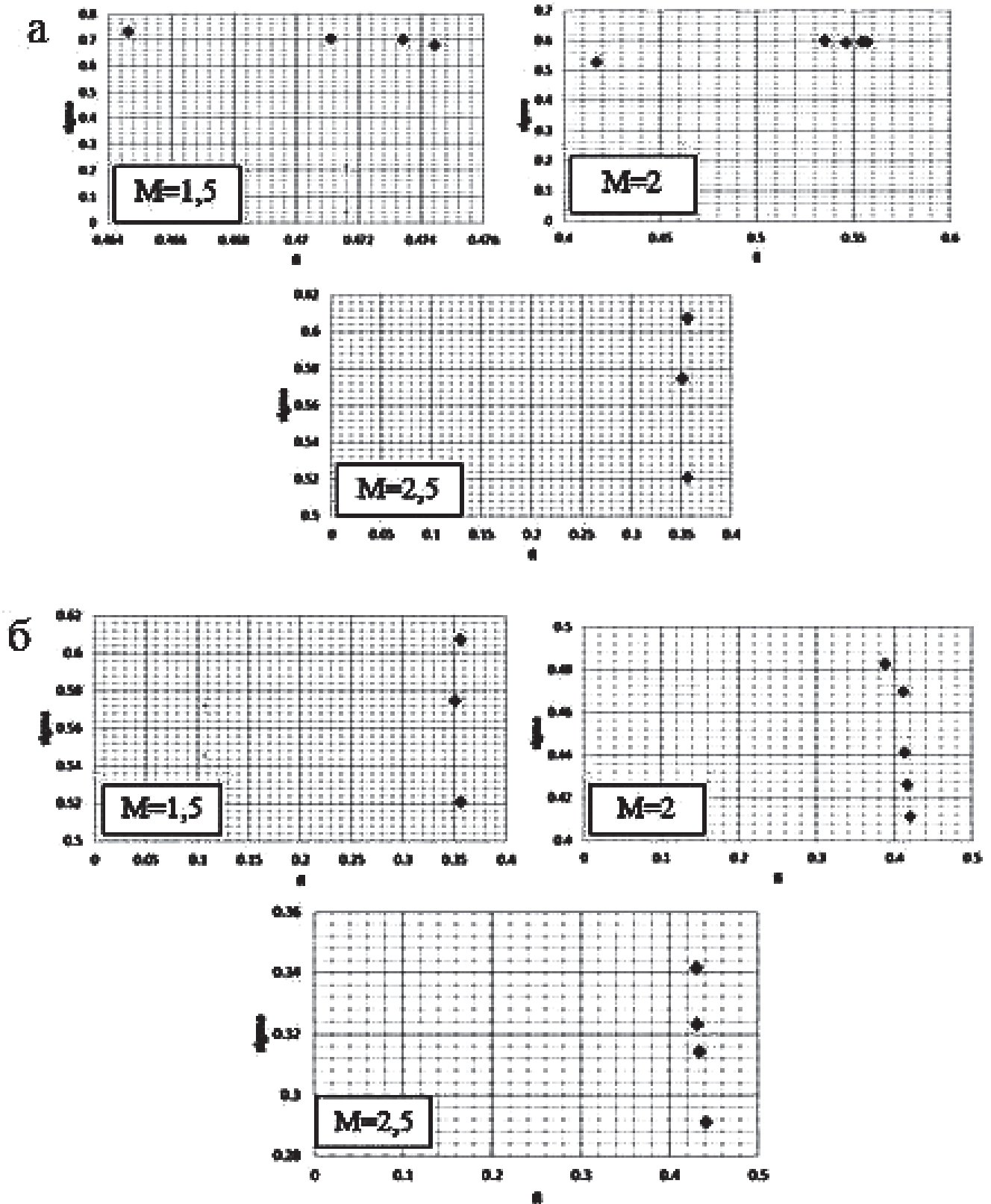


Рис. 11. Дроссельные характеристики для вариантов ВЗУ: а — для исходного кольцевого; б — с зауженным кольцом

- рума. — Нижний Новгород: Инконсалт К, 2017. Т. 1. С. 220–221.
5. *Скибин В.А., Солонин В.И.* (редакторы). Иностранные авиационные двигатели: Справочник ЦИАМ. — М.: Изд. дом Авиамир, 2005. Вып. 14. С. 311–312.
 6. *Ветров В.В., Костяной Е.М., Морозов В.В., Федоров А.С., Оськин А.С.* Модель летательного аппарата с воздухозаборным устройством для аэродинамических испытаний. Патент RU 159083 U1. Бюл. № 3, 27.01.2016.
 7. *Волощенко О.В., Иванькин М.А., Иванов В.В., Сабельников В.А.* Экспериментальное исследование газодинамических методов организации горения в сверхзвуковом потоке // Модели и методы аэродинамики: Материалы I и II Международных школ-семинаров. — М.: МЦНМО, 2002. С. 19.
 8. *Костяной Е.М.* Повышение баллистической эффективности летательных аппаратов путем оптимизации их конструктивных параметров // Труды МАИ. 2011. № 45, http://trudymai.ru/published.php?ID=25424&PAGEN_2=2
 9. *Бабичев В.И., Ветров В.В., Костяной Е.М.* Анализ целесообразности использования ракетно-прямоточных двигателей на артиллерийских снарядах // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. № 4(74). С. 3–8.
 10. *Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю., Рейдель А.Л., Степанов М.Н., Топчиев Ю.И.* Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов / Под ред. Б.В. Орлова. — М.: Машиностроение, 1967. С. 31–32.
 11. *Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г.* Экспериментальное исследование цилиндрического воздухозаборника, построенного на основе плоских течений // Теплофизика и аэродинамика. 2014. Т. 21. № 2. С. 179–186.
 12. *Ветров В.В., Дикшев А.И., Костяной Е.М.* Трансформируемый в полёте, управляемый артиллерийский снаряд с ракетно-прямоточным двигателем // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2012. № 11-2. С. 55–60.
 13. *Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Талызин В.А.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 3. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. — М.: Физматлит, 2016. С. 27–28 (1309 с.).
 14. *Дикшев А.И., Костяной Е.М.* Определение рациональных параметров и алгоритма работы бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем // Труды МАИ. 2014. №74, <http://trudymai.ru/published.php?ID=49300>
 15. *Алешичева Л.И., Ветров В.В., Елесин В.П., Морозов В.В.* Способ увеличения дальности полета артиллерийского снаряда и устройство для его реализации. Патент RU 2251068 С1. Бюл. №12, 27.04.2005.
 16. *Ветров В.В., Дунаева И.В., Панферов П.В.* Использование деформируемых кормовых частей в рамках концепции повышения баллистической эффективности снарядов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2011. № 2. С. 212–216.
 17. *Ветров В.В., Костяной Е.М.* Использование принципа полетной трансформации при реализации управляемого артиллерийского снаряда с ракетно-прямоточным двигателем // Фундаментальные основы баллистического проектирования: Сб. трудов III Всероссийской научно-технической конференции (Санкт-Петербург, 2–6 июля 2012). — В 2-х т. — СПб.: Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2012. Т. 1. С. 19–23.
 18. *Ветров В.В., Дунаев В.А., Костяной Е.М., Морозов В.В.* Реализация концепции повышения баллистической эффективности летательных аппаратов ближней зоны // Фундаментальные исследования. 2012. №11. С. 377–382.
 19. *Иванькин М.А.* Исследование взаимодействия сдвиговых слоев со скачками уплотнения применительно к разработке газодинамических методов организации горения в сверхзвуковом потоке // Модели и методы аэродинамики: Материалы I и II Международных школ-семинаров. — М.: МЦНМО, 2002. С. 90 (124 с.).
 20. *Говоров А.Н., Гусев В.А., Орлов П.В.* и др. Теория прямоточных воздушно-реактивных двигателей. — Киев: Киевское высшее инженерно-авиационное военное училище ВВС, 1963. С. 43, 57–60 (151 с.).
 21. *Артёмов О.А.* Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчёт характеристик): Монография. — М.: Компания Спутник+, 2006. С. 15.

CALIBER AIR-INTAKE DEVICE FOR A FLYING VEHICLE WITH ROCKET-RAMJET ENGINE

Vetrov V.V.¹, Morozov V.V.¹, Kostyanoi E.M.², Os'kin A.S.^{2*}, Fedorov A.S.²

¹ Tula state University,

92, Lenin av., Tula, 300012, Russia

² Instrument Design Bureau named after academician A. Shipunov,

KBP, 59, Shcheglovskaya Zaseka str., Tula, 300001, Russia

* e-mail: oas2009@bk.ru

Abstract

The work is devoted to the caliber air-intake device development for an aircraft with a rocket-ramjet engine moving in the dense layers of the atmosphere.

Analysis of the trends in the near-range aircraft with active start development demonstrates that one of the main directions of their improvement is the flight range increase. The mass-size characteristics of the aircraft herewith remain at the same level, which does not allow employ the extensional development trends. Under these conditions, an important place is ranked by the trend related to the rational onboard energy utilization, within which framework the already classical solution are employed. However, the potential of these solutions is currently close to its limit.

In this regard, special attention is paid to propulsion systems (PS), which energy capabilities can be improved through the atmospheric air employing, and to a rocket-ramjet engine (RRE) in particular.

One of the key elements that largely determines the rocket-ramjet engine efficiency in total is the air-intake device (AID).

The proposed work novelty lies in the fact that the guided artillery shell (GAS) with its specific layout and functional features is considered as the object of study, and the search for a reasonable compromise between the requirements for the propulsion system and the shell as a whole is performed.

The problem of the AID rational configuration is being solved complexly based on the combination of numerical modelling methods and wind tunnel tests.

The initial variant of the twelve-nozzles caliber AID was developed for the pilot studies.

The works aimed at obtaining the throttle characteristics were performed.

One of the key features of the AID initial version was low efficiency of the boundary layer drainage system, which negatively affected its characteristics. In this regard, the initial model was modified to the second and later to the third option, characterized by an increased area of drain channels.

A positive result, manifested in an increase in the coefficient of the total pressure restoration by 14-20%, and the coefficient of air consumption by 11-27% for the third option, allowed form priorities for the subsequent AID configuration with a modified boundary layer discharge system and boxlike nozzles.

This solution allowed maintaining the aft location of the caliber non-regulated AID and the power plant with moderate total pressure losses and more stable air intake operation.

The performed studies allowed soundly obtain the most rational option of the caliber four-nozzle non-regulated AID for aft located RRE, integrated into the GAS structure. According to the preliminary estimates, this solution ensures provides a flight range increase by 25% compared to the GAS, equipped with the solid engine and bottom gas generator.

Keywords: air-intake device, rocket-ramjet engine.

References

1. Babichev V.I., Vetrov V.V., Elesin V.P., Kolikov A.A., Kostyanoi E.M. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2010, no. 3(65), pp. 3–9.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.L. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (The theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 533 p.
3. Bondaryuk M.M., Il'yashenko S.M. *Pryamotokhnnye vozdushno-reaktivnye dvigateli* (Ramjet engines), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo oboronnoi promyshlennosti, 1958, pp. 114, 119-122 (392 p.).
4. Os'kin A.S. *Materialy III Vserossiiskogo nauchnogo foruma "Nauka budushchego – nauka molodykh"*. *Sbornik tezisev*, Nizhnii Novgorod, Inkonsalt K, 2017, vol. 1, pp. 220–221.
5. Skibin V.A., Solonin V.I. (eds.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli. Spravochnik TsIAM* (Foreign aircraft engines. Reference TsIAM-M), Moscow, Aviamir, 2005, issue 14, pp. 311- 312 (592 p.).
6. Vetrov V.V., Kostyanoi E.M., Morozov V.V., Fedorov A.S., Os'kin A.S. *Patent RU 159083 U1*, 27.01.2016.
7. Voloshchenko O.V., Ivan'kin M.A., Ivanov V.V., Sabel'nikov V.A. *Materialy I i II Mezhdunarodnykh*

- shkol-seminarov "Modeli i metody aerodinamiki", Moscow, MTsNMO, 2002, p. 19 (124 p.).
8. Kostyanoi E.M. *Trudy MAI*, 2011, no. 45. URL: http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=25424&PAGEN_2=2
 9. Babichev V.I., Vetrov V.V., Kostyanoi E.M. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2012, no. 4(74), pp. 3–8.
 10. Orlov B.V., Mazing G.Yu., Reidel' A.L., Stepanov M.N., Topcheev Yu.I. *Osnovy proektirovaniya raketno-ptyamotchnykh dvigatelei dlya bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Basics of rocket-ramjet engines designing for unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1967, pp. 31–32.
 11. Vnuchkov D.A., Zvegintsev V.I., Nalivaichenko D.G. *Teplofizika i aerodinamika*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 179–186.
 12. Vetrov V.V., Dikshev A.I., Kostyanoi E.M. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2012, no. 11-2, pp. 55-60.
 13. Lavrukhin G.N., Ivan'kin M.A., Talyzin V.A. *Aerogazodinamika reaktivnykh sopel. T. 3. Vneshnee soprotivlenie i poteri effektivnoi tyagi sopel* (*Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol.3. External resistance and loss of effective nozzle thrust*), Moscow, Fizmatilit, 2016, pp. 27-28 (1309 p.).
 14. Dikshev A.I., Kostyanoi E.M. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49300>
 15. Aleshicheva L.I., Vetrov V.V., Elesin V.P., Morozov V.V. *Patent RU 2251068 C1*, 27.04.2005.
 16. Vetrov V.V., Dunaeva I.V., Panferov P.V. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2011, no. 2, pp. 212–216.
 17. Vetrov V.V., Kostyanoi E.M. *Materialy III Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Fundamental'nye osnovy ballisticheskogo proektirovaniya"* (*Sankt-Peterburg, 2–6 July 2012*). *Sbornik trudov*, St. Petersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet "Voenmekh", 2012, vol. 1, pp. 19–23.
 18. Vetrov V.V., Dunaev V.A., Kostyanoi E.M., Morozov V.V. *Fundamental'nye issledovaniya*, 2012, no. 11, pp. 377-382.
 19. Ivan'kin M.A. *Materialy I i II Mezhdunarodnykh shkol-seminarov "Modeli i metody aerodinamiki"*, Moscow, MTsNMO, 2002, p. 90 (124 p.).
 20. Govorov A.N., Gusev V.A., Orlov P.V. *Teoriya ptyamotchnykh vozdušno-reaktivnykh dvigatelei* (*Theory of ramjet engines*), Kiev, Kievskoe vysshee inzhenerno - aviatsionnoe voennoe uchilishche VVS, 1963, pp. 43, 57-60 (151 p.).
 21. Artemov O.A. *Ptyamotchnye vozdušno-reaktivnye dvigateli. Raschet kharakteristik* (*Ramjet engines. Characteristics calculation*), Moscow, Kompaniya Sputnik+, 2006, p. 15 (374 p.).