

На правах рукописи

Сапожников Владимир Сергеевич

**РАСЧЕТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ
МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЕКТНЫХ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Специальность: 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2013

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский государственный университет приборостроения и информатики» (МГУПИ).

Научный руководитель: доктор технических наук,
профессор Ерохин Борис Тимофеевич.

Официальные оппоненты:

Абашев Виктор Михайлович – доктор технических наук, профессор, институт повышения квалификации и переподготовки ИПКиП Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), директор;

Попов Валентин Семенович – кандидат технических наук, Федеральный центр двойных технологий «Союз», ведущий научный сотрудник, начальник группы;

Ведущая организация: ОАО «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени И.И. Картукова».

Защита состоится «16» декабря 2013 года в 15 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Автореферат разослан «___» _____ 2013 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д212.125.08

д.т.н., профессор



Ю.В.Зуев

Актуальность темы исследования: ракетно-прямоточный двигатель (РПД) реализует в себе преимущества ракетного двигателя и прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Первый тип обеспечивает наилучшие тяговые характеристики в процессе разгона, второй тип наиболее экономичен на этапе маршевого полета летательного аппарата (ЛА). Поэтому применение РПД – одно из важнейших направлений решения задачи повышения дальности и скорости полета ракет различного назначения, применяемых в атмосфере.

Сложность при проектировании элементов РПД заключается в требовании тесного согласования воздухозаборного устройства (ВУ), камеры сгорания (КС) и сопла. Организация процесса торможения потока в ВУ представляет собой сложную газодинамическую задачу. Требуется обеспечить необходимые характеристики воздушного потока на входе в КС в условиях изменения условий полета в широком диапазоне. Глубокое понимание эффективности различных способов организации процессов сжатия воздуха с его последующим использованием в КС ЛА требует проведения большого количества расчетно-экспериментальных исследований.

Организация процессов перепуска, слива и отсоса воздуха из области входа в ВУ позволяет контролировать вязко-невязкие взаимодействия и предотвращать формирование толстого пограничного слоя (ПС) на поверхностях сжатия ВУ. Это позволяет существенно поднять полное давление в КС и реализовать более эффективное горение. Как следствие, интегральные характеристики РПД улучшаются. Для увеличения качества процесса предварительного сгорания топливной смеси в первом контуре КС РПД требуется разработать математические модели горения конденсированной фазы в РДТТ, позволяющей вычислять рабочие параметры с требуемой точностью.

Таким образом, большая практическая значимость исследований, посвященных решению различных проблем организации высокоэффективного сжатия в ВУ ЛА и горения топлива в КС, недостаточность проработки данных вопросов в области проведения мероприятий по сливу, перепуску и отсосу, реализованным в виде единой системы, а также необходимость выявления

влияния этих мероприятий на интегральные характеристики РПД определили выбор и обусловили актуальность темы диссертации.

Цель и задачи: цель диссертации заключалась в разработке расчетно-экспериментальной методики, позволяющей определить схемно-конструктивные решения, существенно улучшающие характеристики элементов РПД (ВУ и КС). Для достижения этой цели были поставлены следующие задачи:

1. Определить метод математического моделирования, позволяющий с необходимой точностью вычислять параметры рабочего процесса в элементах РПД.
2. Создать экспериментальную установку, позволяющую получить данные, необходимые для валидации математического метода.
3. С помощью выбранного математического метода разработать эффективные схемно-конструктивные решения для РПД.
4. Экспериментально подтвердить эффективность разработанных схемно-конструктивных решений.
5. Разработать рекомендации по существенному улучшению характеристик элементов РПД.

Предмет исследований: параметры рабочего процесса в ВУ и в камере дожигания РПД, энергетика процессов горения.

Объект исследований: ВУ и камера дожигания РПД.

Научная новизна: в соответствии с поставленными в работе задачами автором получены следующие научные результаты, обладающие научной новизной и выносимые на защиту:

1. Реализована расчетно-экспериментальная методика, позволяющая определить способы улучшения характеристик РПД. Проведена ее успешная валидация на основе экспериментальных исследований.
2. Разработана система перепуска-отсоса воздуха из области входа ВУ РПД, существенно улучшающая его характеристики.

3. Осуществлен запуск ВУ, степень внутреннего сжатия которого превышает допустимую по критерию Кантровица в 1,5 раза.

4. Определено, что перепуск и отсос воздуха необходимо осуществлять непосредственно из области входа во внутренний контур ВУ через 4 или 8 поперечных щелей.

5. Существенно увеличен коэффициент расхода ВУ за счет размещения решетки направляющих лопаток на входе в отводной канал. Определены необходимое количество и профиль таких лопаток.

6. Определен способ ликвидации потерь воздуха на отсос. Это достигается полным перекрытием отводного канала в его выходном сечении. При этом расчетная структура течения в ВУ не нарушается.

7. Составлена математическая модель процесса горения конденсированной фазы в РДТТ (в первом контуре РПД).

8. Получено, что интегральные характеристики РПД могут быть существенно увеличены за счет реализации системы перепуска-отсоса для его ВУ.

9. Разработан, изготовлен и испытан малогабаритный ВУ со степенью внутреннего сжатия, превышающей допустимую по критерию Кантровица в 1.5 раза. Экспериментально получено, что такой ВУ, оснащенный системой перепуска-отсоса, является работоспособным.

10. Разработан, изготовлен и испытан крупномасштабный воздушно-реактивный двигатель с системой перепуска-отсоса. Продемонстрирована его высокая эффективность.

Теоретическая и практическая значимость работы заключатся в том, что разработанные схемно-конструктивные решения для элементов РПД использованы в проектных работах ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» и в учебном процессе МГУПИ.

Методология и методы исследований: достижение поставленных целей осуществлялось путем расчетно-экспериментальных исследований. Расчеты осуществлялись с помощью инженерных методик и с использованием

численных методов решения полной системы уравнений Навье-Стокса, осредненной по Рейнольдсу. Эксперименты проводились на модельном и крупномасштабном стендах.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель и методы математического моделирования параметров рабочего процесса в РПД.
2. Результаты расчетных исследований рабочих процессов в РПД.
3. Результаты экспериментальных исследований маломасштабных ВУ и крупномасштабных демонстраторов воздушно-реактивных двигателей.
4. Система перепуска-отсоса воздуха из области входа в ВУ и рекомендации по ее проектированию.

Достоверность научных положений: определяется корректностью поставленных задач, проведенными экспериментальными исследованиями, успешной валидацией математической модели, независимостью полученных результатов от модели турбулентности, расчетной сетки и масштаба РПД.

Апробация работы: результаты работы по мере их получения были доложены на следующих конференциях: «Актуальные проблемы приборостроения, информатики и социально-экономических наук» (23-24 апреля 2008, г. Москва), 34 академических чтениях по космонавтике (24-27 января 2009, г. Москва), на конференции "Аэрокосмические технологии" (21-24 марта 2009, г. Москва), на Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов "Новые решения и технологии в газотурбостроении." (5-8 октября 2010, г. Москва), на 33 Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий (4-6 июня 2013, г. Миасс), на тринадцатой международной школы-семинар "Модели и методы аэродинамики" (4-13 июня 2013, г. Евпатория), на 37 академических чтениях по космонавтике (24-27 января 2013, г. Москва), на московской молодежной научно-практической конференции "Инновации в авиации и космонавтике - 2013" (16-18 апреля 2013, г. Москва) и др.

Личный вклад автора: основные результаты получены лично автором под научным руководством д. т. н., профессора Ерохина Б. Т.

Публикации: по теме диссертации опубликовано 8 научных трудов, 3 из них - в изданиях, рекомендованных ВАК для публикации основных научных результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата наук.

Структура и объем диссертации: диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов, списка литературы из 110 наименований, 5 приложений, содержит 133 рисунка, 11 таблиц. Общий объем работы - 161 страница, включая рисунки и таблицы.

Основное содержание работы

Во введении приведено обоснование актуальности диссертационной работы, поставлены цель и задачи исследований, аргументирована новизна результатов работы и их практическая значимость, приведены выносимые на защиту научные положения.

В первой главе приведен обзор открытых публикаций, посвященных исследованиям отрывных течений, процессу запуска ВУ, а также системам перепуска, слива и отсоса воздуха.

Обзор состоит из трех частей. В первой части приведены публикации, содержащие результаты исследований особенностей отвода воздуха из разных областей ВУ для ЛА с полетным числом Маха M_n больше четырех (Gruhn P., Gulhan A., (Германия), Steelant J., Mack A., (Нидерланды), Gong P., Chang Y., (Китай), Mitani T. (Япония) и др.).

Во второй части обзора приведены работы, посвященные ВУ сверхзвуковых ЛА с полетным числом Маха M_n меньше четырех (Гурылев В. Г., Трифонов А.К., Пиотрович Е. В., Иванюшкин А. К., Чевагин А. Ф., Syberg J., Koncsek J. L. (США) и др.). В третьей части обзора приведен цикл работ, в которых исследуются системы отсоса воздуха, реализованные на пластине. Неблагоприятный градиент давления создается скачком уплотнения, который инициируется клином-обечайкой (Павленко А. М., Чжен П., Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Калугин В. Т., Named A., Yeuan J. J. (США) и др.).

Способы организации системы отвода воздуха из области входа в ВУ представлены на рисунке 1.

Сделаны выводы о том, организация перепуска, слива и отсоса воздуха как способ улучшения характеристик ВУ обладает преимуществом по сравнению с турбулизацией потока, вдувом высоконапорного газа в пограничный слой, охлаждением поверхности сжатия и др. Этот способ позволяет регулировать расход воздуха, поступающего в двигатель и обеспечивать автозапуск ВУ при высокой степени его внутреннего сжатия.

В рассмотренных публикациях отсутствуют выводы, позволяющие выявить наиболее общие закономерности процесса перепуска воздуха из зон рециркуляции. Возможность такого перепуска через отверстия, выполняющих роль отверстий отсоса, не выявлена. В большинстве работ, в которых исследовались ВУ с системой отвода воздуха, отсутствуют детальные обоснования выбора той или иной конфигурации элементов этой системы.

Таким образом, в первой главе выявлена и обоснована необходимость проведения дополнительных исследований мероприятий по перепуску и отсосу воздуха из области входа в ВУ.

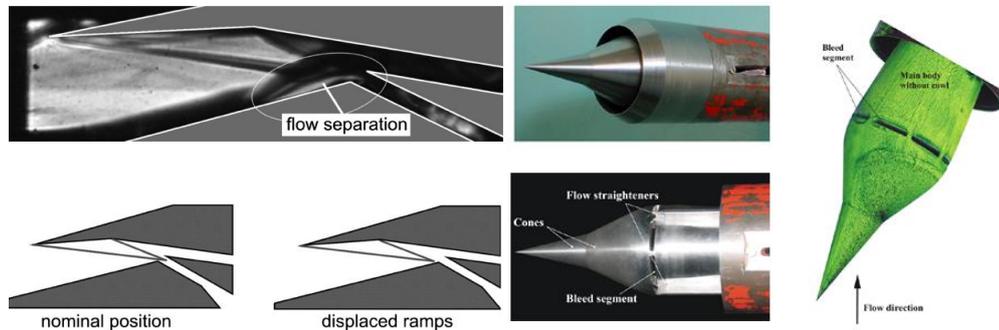


Рис. 1. Способы организации системы отвода воздуха из области входа в ВУ

Во второй главе приведена постановка задачи об исследовании процессов перепуска и отсоса, реализуемых в виде единой системы. Газодинамический контур ВУ представлен на рисунке 2 и образован пластиной, имеющей излом, и клином, инициирующим скачок уплотнения. ВУ исследовано при следующих параметрах набегающего потока: число Маха $M_H = 2,5 - 3,5$; $p_H = 19$ Кпа ($H = 12$ км); $T_{0H} = 300$ К.

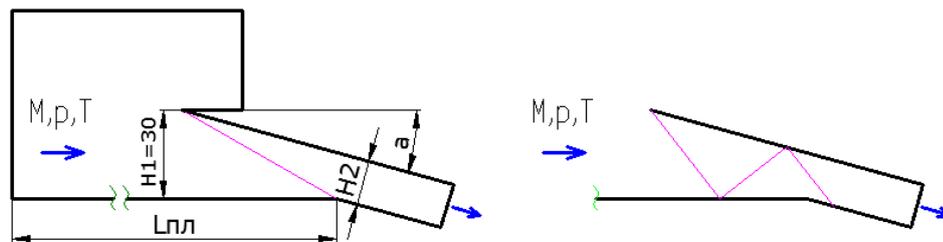


Рис. 2. Газодинамический контур плоского ВУ со структурой скачков уплотнения: а – при $M_n = 3,5$; б – при $M_n = 2,5$.

Значения этих параметров обеспечиваются аэродинамическим стендом, на котором проведены экспериментальные исследования.

К ВУ предъявлены требования по автозапуску при степени геометрического сжатия, превышающей допустимую по критерию Кантровица в 1,5 раза и по обеспечению эффективного процесса торможения воздуха. Под последним понимается высокое значение коэффициента сохранения полного давления в горле за предполагаемым прямым скачком (в реальном течении – в псевдоскачке) и высокое значение коэффициента расхода через ВУ. В соответствии с этими требованиями должны быть определена и обоснована конфигурация элементов системы перепуска-отсоса. Вычисление структуры течения в ВУ осуществлялось с помощью математической модели параметров рабочего процесса, включающей полные уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, замыкаемые уравнением турбулентности Spalart-Allmaras (большинство расчетов) или k - ω SST. Решение проводилось с использованием программы ANSYS Fluent в плоской и трехмерной постановках, с использованием неявной стационарной и нестационарной схемы 2-го порядка точности. Предварительно проведена успешная валидации выбранной математической модели на основании опубликованных экспериментальных исследований. Один из результатов этой валидации приведен на рисунке 3.

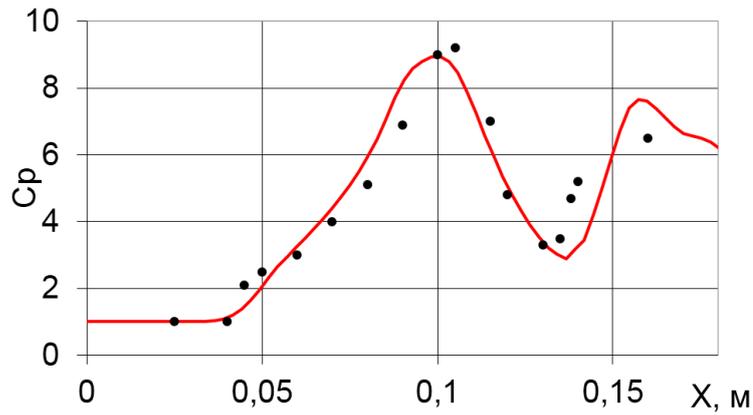


Рис. 3. Распределение статического давления в канале внутреннего сжатия, полученное численными методами (красная линия) и в эксперименте (черные точки).

Сформулированы граничные условия, определены две расчетные постановки, представленные на рисунке 4. Таким образом, вначале исследовано влияние конфигурации щелевой решетки на параметры работы системы перепуска-отсоса, затем изучена зависимость этих параметров от профиля отводящего канала.

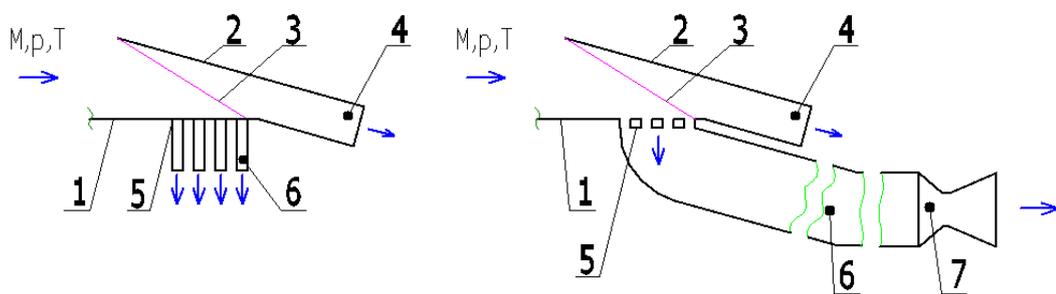


Рис. 4. Различные постановки моделирования:

а – без полости перепуска; б – с полостью перепуска.

1 – пластина; 2 – клин, инициирующий косой скачок; 3 – косой скачок уплотнения; 4 – канал основного воздуха; 5 – решетка перепуска; 6 – канал перепускаемого воздуха; 7 – сопло.

В третьей главе приведены результаты расчетно-экспериментального исследования структуры течения в ВУ с системой перепуска и отсоса. Вначале определена возможность обеспечения автозапуска ВУ, степень геометрического сжатия которого равна 0.5, что превышает допустимую (равную 0.7) по критерию Кантровица в 1.5 раза. Поля чисел Маха представлены на рисунке 5.

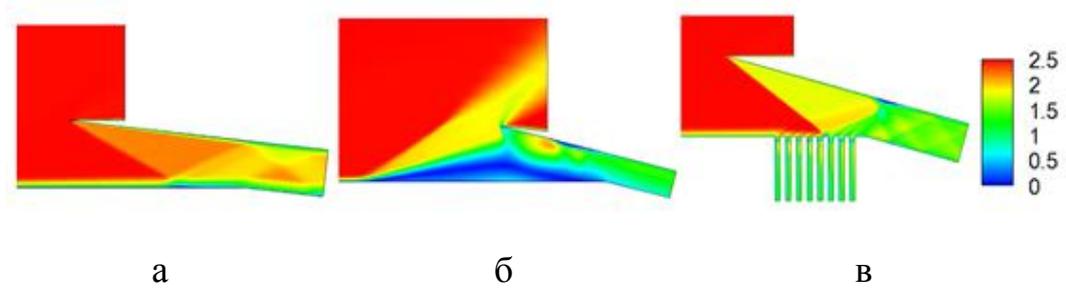


Рис. 5. Поля чисел Маха ($M_n = 2,5$) для ВУ с различной степенью сжатия:
а – 0,7; б – 0,5 при отсутствии щелей; в – 0,5 при наличии щелей

Далее приведены результаты параметрических исследований влияния количества щелей на характеристики ВУ со степенью геометрического сжатия 0.5, так как поставлена задача увеличить коэффициент расхода ВУ. Рассмотрены конфигурации системы перепуска с различным количеством щелей при их одинаковой суммарной ширине, составляющей 16 мм (необходимо для запуска). Соответствующие графики приведены на рисунке 6. Исследовано влияние угла наклона щелей относительно поверхности пластины на рабочие параметры ВУ.

В постановке с отводным каналом определена его конфигурация, обеспечивающая наилучшие характеристики ВУ. Поля чисел Маха для системы перепуска с 8 щелями при наличии и отсутствии направляющих лопаток на входе в этот канал приведены на рисунке 7. Степень поджатия (дросселирования) каналов одинаковая.

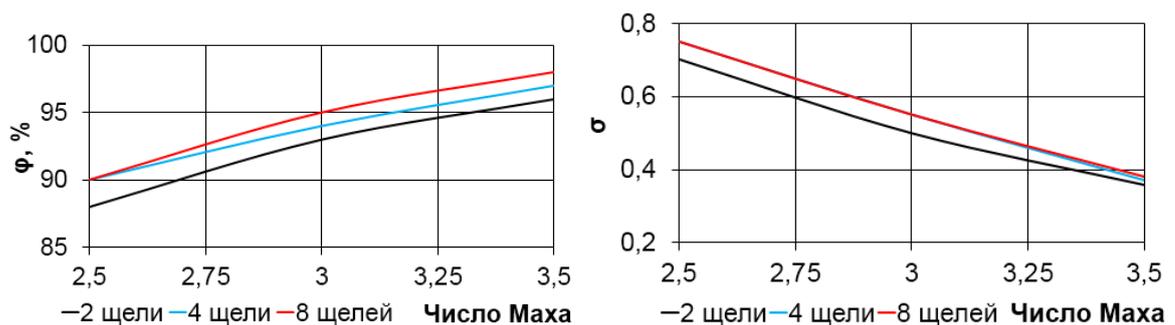


Рис. 6. Графики зависимости коэффициента расхода ВУ и коэффициента сохранения полного давления в горле ВУ за прямым скачком от числа Маха на входе при отводе воздуха через 2 (черная линия), 4 (голубая линия) и 8 щелей (красная линия)

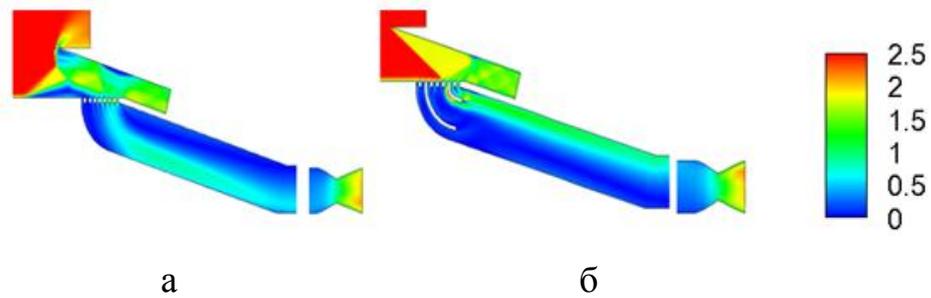


Рис. 7. Поля чисел Маха ($M_n = 2,5$) при различных конфигурациях системы перепуска: а – направляющие лопатки отсутствуют; б – направляющие лопатки присутствуют

При увеличении степени внутреннего сжатия ВУ, очевидно, уменьшается коэффициент его расхода, так как интенсивность отраженного от обечайки скачка возрастает и, следовательно, увеличивается расход отсасываемого воздуха в том случае, когда отраженный скачок приходится на область решетки (при M_n меньше 3,5). Соответствующие графики приведены на рисунке 8. По результатам проведенных численных исследований спроектирована экспериментальная модель ВУ со степенью геометрического сжатия 0,5 с системой перепуска-отсоса. Фотографии этой модели представлены на рисунке 9. Поля чисел Маха для вышеописанного ВУ, полученные в результате численных исследований, и теневые картины течения при $M_n = 3,0$, представлены на рисунке 10. Его запуск при данном числе Маха является наиболее сложным процессом, чем при расчетном $M_n = 3,5$. Срыв течения в ВУ осуществлялся плавным перекрытием дросселя. После срыва происходило плавное открытие дросселя. Этим обусловлен ступенчатый характер показаний соответствующего датчика. Начиная с определенной величины давления осуществлялся запуск ВУ. Цикл повторялся несколько раз и при разных числах Маха с целью подтверждения возможности запуска. Расположение характерных датчиков давления, по которым регистрировался запуск ВУ, представлено на рисунке 11. Соответствующие кривые показаний характерных датчиков в зависимости от времени приведены на рисунке 12. Обозначены моменты срыва и запуска, определяемые показанием датчиков перед входом в ВУ. Давлению 0,07 – 0,1 бар соответствует запущенный режим работы.

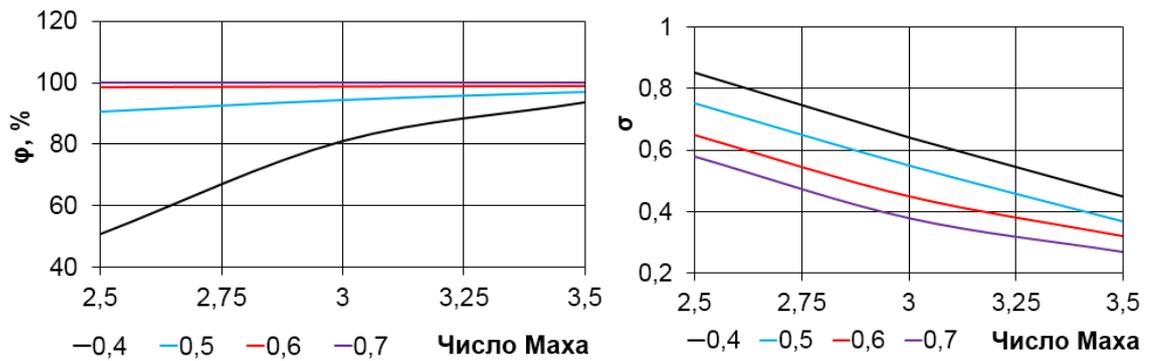


Рис. 8. Графики зависимости коэффициента расхода и коэффициента сохранения полного давления в его горле за прямым скачком от числа Маха на входе при степени сжатия 0,4 (черная линия), 0,5 (голубая линия), 0,6 (красная линия), 0,7 (фиолетовая линия)

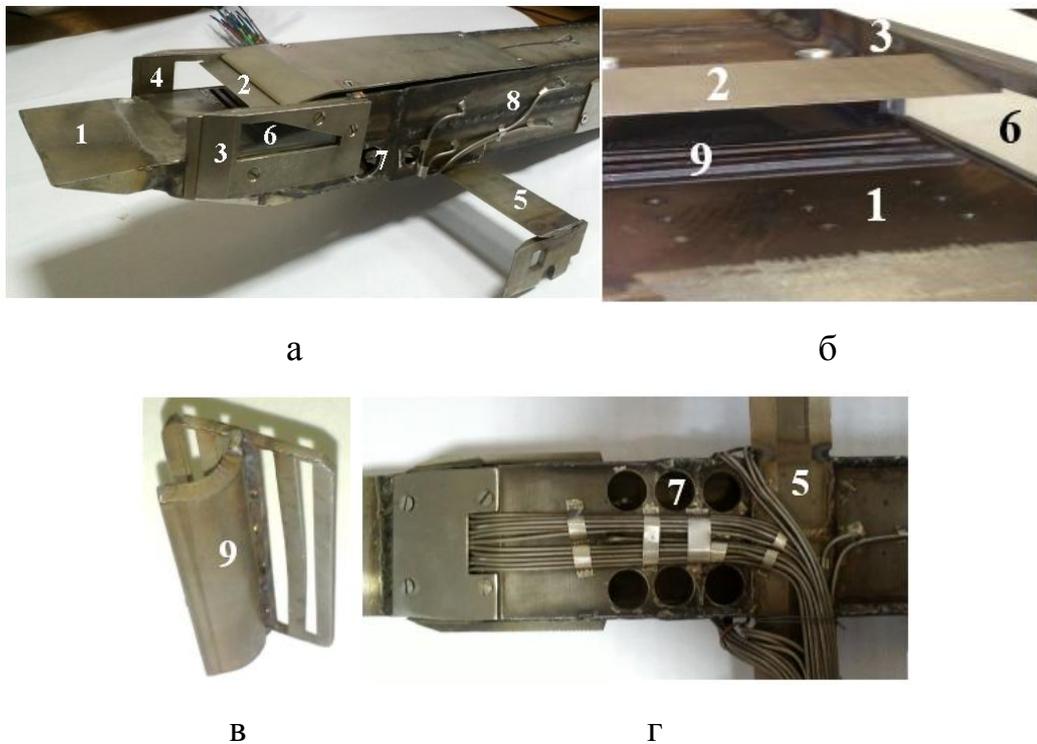


Рис. 9. Фотографии экспериментального ВУ:

а – общий вид; б – вид на область входа; в – решетка перепуска-отсоса;
 г – вид на модель снизу. 1 – фронтальная пластина; 2 – съемный клин;
 3, 4 – боковые стенки с оптическими стеклами; 5 – опорный пилон;
 6 – оптическое стекло; 7 – отверстия отвода воздуха; 8 – трубки отбора статического давления; 9 – решетка перепуска-отсоса

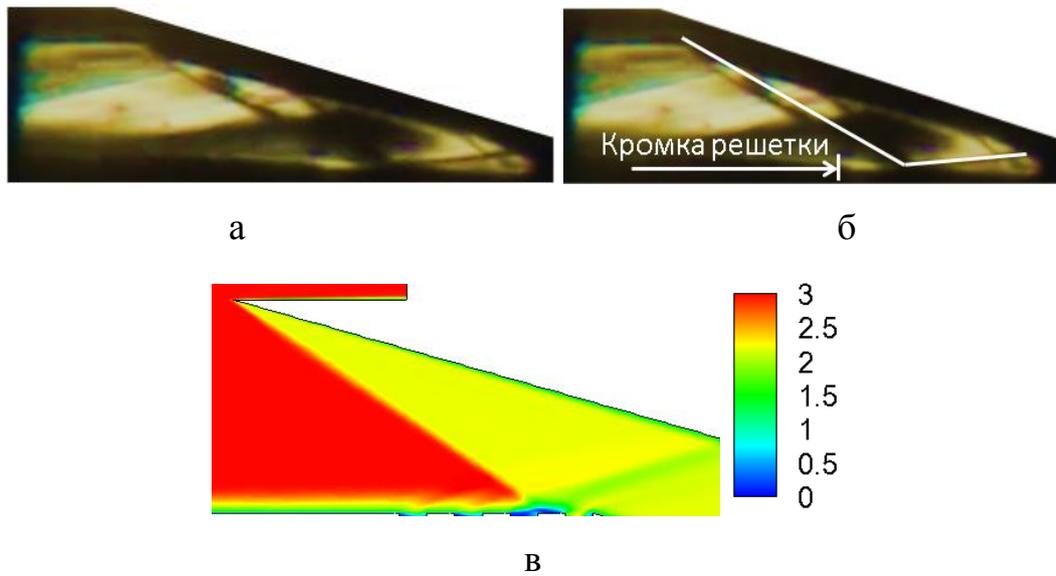


Рис. 10. Структура течения при $M_n = 3.0$:

а – исходная теневая картина; б – теневая картина с выделением косых скачков уплотнения; в – поле чисел Маха, полученное численно.

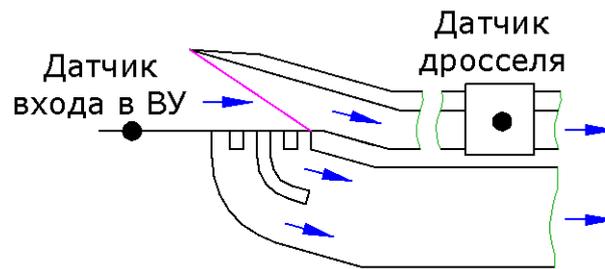


Рис. 11. Расположение характерных датчиков давления ВУ

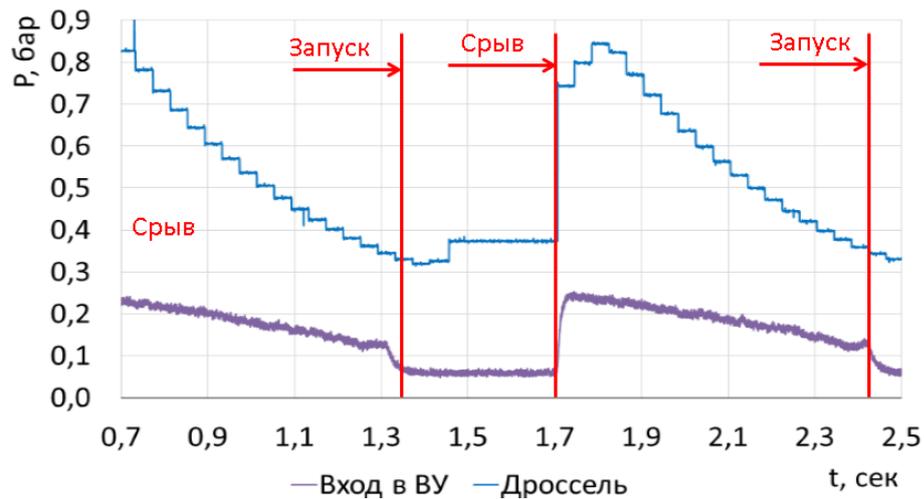


Рис. 12. Показания датчика давления в области входа в ВУ и в области дросселя при $M_n = 3,0$

Подобные экспериментальные исследования проведены при $M_n = 3,5$ и при $M_n = 4,0$.

Результаты экспериментальных исследований свидетельствуют о том, что система перепуска-отсоса, конфигурация которой определена в результате численных исследований, обеспечивает запуск ВУ со степенью сжатия, превышающей допустимую по критерию Кантровица в 1,5 раза.

В четвертой главе приведена система уравнений, решение которой позволяет определить газодинамические параметров потока по тракту камеры дожигания. Рассмотрена физико-математическая модель движения рабочего газа в газогенераторе на твердом топливе. Рассматривается процесс горения в нем конденсированной фазы. Получены выражения для массовых потоков окислителей от границы приведенной пленки к микропламени, радиуса приведенной пленки, формулы определения плотности газа частиц и другие.

Уравнение для функции распределения частиц металла можно записать в следующем виде:

$$\frac{\partial}{\partial t} f_M + \operatorname{div}(f_M \vec{u}_M) - \frac{\partial}{\partial r} (f_M v_M) = 0,$$

где f_M – функция распределения частиц металла;

u_M – скорость движения частиц металла;

r – размер (радиус) частицы.

v_M – безразмерная скорость испарения.

Выражения для сил сопротивления F_M и F_S , действующих на частицы металла его окись, соответственно, примут следующий вид:

$$F_M = C_D (u_G - u_M)^2 \frac{3}{8} \frac{p_G}{r p_M^0},$$

$$F_S = C_D (u_G - u_S)^2 \frac{3}{8} \frac{p_G}{r p_S^0},$$

где C_D – коэффициент сопротивления движения частицы;

u_G – скорость движения газа;

p_G – давление газовой среды;

p_G^0 – полное давление среды горящих частиц;

p_S^0 – полное давление среды окиси.

Сила сопротивления для горящих агломератов может также представляться в другом виде:

$$F_M = 0.5C_D \rho_M^0 (u_\Gamma - u_M)^2 0.25\pi(2r_M)^2,$$

где r_M – радиус частицы металла.

Обобщенная формула коэффициента сопротивления для дозвуковых режимов течения имеет вид:

$$C_D = \frac{24}{\text{Re} + \sqrt{\frac{K}{2}}M \left[4.33 + \frac{3.65 - 1.53 \frac{T_M}{T_\Gamma}}{1 + 0.353 \frac{T_M}{T_\Gamma}} \exp\left(-0.247 \sqrt{\frac{2}{K} \frac{\text{Re}}{M}}\right) \right]^+ + \left[\frac{4.5 + 0.8(0.03\text{Re} + 0.48\sqrt{\text{Re}})}{1 + 0.03\text{Re} + 0.48\sqrt{\text{Re}}} + 0.1M^2 + 0.2M^3 \right] \exp\left(\frac{0.5M}{\sqrt{\text{Re}}}\right) + 0.6\sqrt{\frac{K}{2}}M \left[1 - \exp\left(-\frac{M}{\text{Re}}\right) \right]},$$

где Re – число Рейнольдса;

M – число Маха;

K – доля окиси, образующейся на частицах металла;

T_M – температура среды горящих металлов;

T_Γ – температура газового потока.

Решение приведенной в главе системы уравнений позволяет определить прирост единичного удельного импульса РПД при реализации системы перепуска-отсоса. Как показано в главе 3, коэффициент сохранения полного давления ВУ за счет системы перепуска-отсоса может быть увеличен от 0.27 до 0.37, то есть на 30%. По результатам расчета по вышеупомянутой инженерной методике можно заключить, что единичный удельный импульс при этом возрастает на 7%.

Таким образом, в рамках сделанного приближения, проведение мероприятий по перепуску и отсосу воздуха из области входа в ВУ обосновано и позволяет существенно улучшить интегральные характеристики ЛА.

Результаты диссертационной работы использованы при проектировании демонстратора высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя ПСЗ, фотографии которого представлены на рисунке 13 (ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», открытая научно-исследовательская работа «Гиперзвук-ПС»).

По результатам проведенных расчетно-экспериментальных исследований сделан вывод о том, что разработанная система перепуска-отсоса улучшает характеристики ВУ вышеназванного демонстратора и его интегральные параметры. Возможны исследования элементов крупномасштабных ВРД на малых аэродинамических установках. Для этого необходимо изготовить и испытать, например, один из модулей его ВУ. Моделирование процесса запуска возможна в том случае, если будут симитированы параметры на входе в этот модуль (характеристики набегающего потока и пограничного слоя).



Рис. 13. Фотографии демонстратора ПСЗ:

а – общий вид; б – вид на решетку перепуска-отсоса

В заключении сформулированы следующие выводы по диссертационной работе:

1. Разработана методика математического моделирования параметров рабочего процесса в ВУ и КС РПД и определена эффективная конфигурация системы перепуска-отсоса.
2. Показано, что коэффициент сохранения полного давления ВУ может быть увеличен на 20% за счет применения системы перепуска-отсоса.
3. Обусловлена необходимость размещения щелевой решетки системы перепуска-отсоса должна располагаться непосредственно перед областью горла ВУ.
4. Показано, что наибольшее значение коэффициента расхода ВУ достигаются в том случае, если щели расположены под углом 90° к

поверхности.

5. Продемонстрировано, что размещение направляющих лопаток на входе в канал отвода перепускаемого воздуха существенно улучшает структуру течения в ВУ и способствует увеличению его коэффициента расхода до 97% за счет увеличения допустимой степени дросселирования при нерасчетном режиме работы ($M_n = 2,5$). При расчетном режиме коэффициент расхода равен 100% за счет возможности перекрытия отводного канала без нарушения структуры течения в ВУ.

6. Экспериментально подтверждена возможность запуска вышеописанного ВУ, что подтверждает возможность использования разработанной численной методики.

7. Составлена математическая модель параметров рабочего процесса в РДТТ с горением конденсированной фазы.

8. Результаты расчетно-экспериментальных исследований успешно использованы при проектировании демонстратора высокоскоростного воздушно-реактивного двигателя с системой перепуска-отсоса. Возможны исследования элементов крупномасштабных ВРД на малых аэродинамических установках.

В приложениях представлены валидация выбранной автором численной модели, интерфейс и фрагменты исходного кода расчетных программ, написанных на языке C++, результаты дополнительных исследований ВУ, протокол проведенных экспериментальных исследований и патент №109672 «Смеситель газов». (устройство, необходимое для проведения высотных испытаний крупномасштабных воздушно-реактивных двигателей).

Список публикаций:

*Работы, опубликованные в периодических изданиях,
рекомендованных ВАК Министерства образования и науки РФ:*

1. Ерохин Б.Т., Дурнев В. Н., Сапожников В.С., Шаталин Д.Ю. Физико-математическая модель движения двухфазной реагирующей среды в

ракетном двигателе твердого топлива (РДТТ). // Известия РАН. – СПб.: Изд. РАН, 2013, №1 (75), с. 22 – 27.

2. Ерохин Б.Т., Дурнев В. Н., Сапожников В.С., Шаталин Д.Ю. Процесс горения конденсированной фазы в РДТТ. // Известия РАН. – СПб.: Изд. РАН, 2013, №1 (75), с. 28 – 32.

3. Ерохин Б.Т., Богословский В. Н., Войцеховская Е. А., Сапожников В.С. Обоснование выбора критериев качества систем запуска энергетических систем. // Известия РАН. – СПб.: Изд. РАН, 2013, №1 (76), с. 78 – 82.

Статьи:

1. Ерохин Б. Т., Куликовский А. Ю., Сапожников В. С. Выбор оптимальных параметров и характеристик соплового аппарата. // Сборник научных трудов "Информатика и технология". – М.: МГУПИ, 2008 г., с. 108 – 112.

2. Прудников А.Г., Сапожников В.С. Предварительный расчетно-теоретический анализ технических характеристик перспективных спасаемых капсул космических экипажей. //Сборник научных трудов "Информатика и технология". – М.: МГУПИ, 2009 г., с. 190 – 196.

3. Прядко Е.С., Сапожников В.С. Исследование одного из способов активного снижения лобового сопротивления баллистических и авиакосмических реактивных приборов. // Студенческий сборник трудов конференции "Актуальные проблемы приборостроения, информатики и социально-экономических наук". – М.: МГУПИ, 2009, с. 120 - 125.

4. Сапожников В.С. Особенности работы модельного сверхзвукового воздухозаборника в период запуска. //Актуальные проблемы приборостроения, информатики и социально-экономических наук". –М.:МГУПИ, 2013,с. 132–134.

5. Гусев С. В., Захаров В. С., Сапожников В. С. Исследование перепуска воздуха через решетки различных конфигураций в процессе запуска модельного воздухозаборника. // Материалы Всероссийской научно-технической конференции «Ракетно-космические двигательные установки». – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, с. 40 – 42.