



003 166527

На правах рукописи

Экз № ____

Фетисов Максим Викторович

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ УПРАВЛЕНИЯ
ДОЗВУКОВОЙ РЕАКТИВНОЙ СТРУЕЙ ПЛОСКОГО СОПЛА
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.**

Специальность 05 07 05

Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва 2007 г

Работа выполнена на кафедре «ДИАИТ» ГОУ ВПО «МАТИ» - Российского государственного технологического университета имени К Э Циолковского и ФГУП ММПП «Салют»

Научный руководитель

кандидат технических наук, профессор Малиновский К А

Официальные оппоненты

- доктор технических наук, профессор Зуев Ю В

- доктор технических наук, профессор Шевченко И В

Ведущее предприятие ФГУП «Омское моторостроительное объединение имени П И Баранова»

Защита состоится «20» декабря 2007г в «13» часов на заседании диссертационного совета Д 212 110 02 ГОУ ВПО «МАТИ»- Российского государственного технологического университета им К Э Циолковского, по адресу 109240, г Москва, Берниковская наб ,14, стр 2

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГОУ ВПО «МАТИ»- Российского государственного технологического университета им К Э Циолковского

Автореферат разослан «15» ноября 2007г

Отзывы в двух экземплярах (заверенные печатью учреждения) просим присылать по адресу 121552, г Москва, Г-552, ул Оршанская, 3 ГОУ ВПО «МАТИ»- Российский государственный технологический университет им К Э Циолковского, ученому секретарю диссертационного совета Д 212 110 02

Ученый секретарь

диссертационного Совета Д 212 110 02

кандидат технических наук, доцент

 Силуянова М В

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

АКТУАЛЬНОСТЬ ПРОБЛЕМЫ.

Одним из направлений развития современного авиастроения является создание многоцелевых, малоразмерных, беспилотных летательных аппаратов (БЛА), эффективное функционирование которых требует разработки специальных воздушно-реактивных силовых установок, обеспечивающих тактико-технические характеристики БЛА при приемлемом уровне затрат на их производство и эксплуатацию.

Важным узлом воздушно-реактивного двигателя, во многом определяющим его технические характеристики, является выходное устройство. Современная концепция создания выходных устройств для БЛА предполагает использование плоского (неосесимметричного) регулируемого сопла, обладающего рядом преимуществ по сравнению с круглыми соплами, среди которых следует отметить увеличение маневренности и устойчивости самолета, способность обеспечить большую величину коэффициента подъемной силы при небольших скоростях полета за счет отклонения вектора тяги сопла, простоту конструкции сопла и управляющего механизма.

Однако, применение таких выходных устройств требует решения целого ряда научно-технических проблем, среди которых наиболее актуальными являются задачи компенсации повышенных газодинамических потерь, определяемых формой поперечного сечения сопла, неравномерным нагревом, вызывающим коробление створок и затрудняющим их уплотнение, что ведет к асимметричным утечкам газа и не управляемому отклонению вектора тяги.

Поэтому исследования направленные на разработку способов снижения газодинамических потерь и управления реактивной струей в плоских соплах малоразмерных ВРД являются актуальными для решения важной научно-технической проблемы современного авиадвигателестроения - обеспечения надежности и эффективности малоразмерных силовых установок для БЛА.

ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ Целью работы является повышение эффективности малоразмерных ВРД путем компенсации газодинамических потерь и неуправляемого отклонения вектора реактивной струи плоских регулируемых сопел.

НАУЧНАЯ НОВИЗНА. Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем:

1. Разработана и верифицирована модель компенсации неуправляемого отклонения вектора реактивной струи плоского сопла малоразмерного ВРД.
2. Составлена методика расчета параметров реактивной струи плоского

сопла ВРД, позволяющая на этапе проектирования определить ожидаемую величину и программу компенсации нефункционального отклонения вектора реактивной струи из-за асимметричных газа

3 Установлены закономерности влияния утечек газа на эффективность их газодинамической компенсации путем асимметричного контакта дозвуковой реактивной струи плоских регулируемых сопел с окружающей средой

4 Сформирован комплекс испытательных средств для имитационного моделирования условий взаимодействия реактивной струи плоского сопла с воздухом окружающей среды.

ДОСТОВЕРНОСТЬ РЕЗУЛЬТАТОВ.

Достоверность полученных в диссертации результатов обеспечена применением адекватного математического аппарата газовой динамики, теории технических измерений, хорошей согласованностью экспериментальных и расчетных характеристик исследуемых объектов

ПРАКТИЧЕСКАЯ ЦЕННОСТЬ РАБОТЫ.

Результаты проведенных исследований являются дальнейшим развитием научной базы для разработки малоразмерных воздушно-реактивных двигателей

Разработанные расчетно-экспериментальный комплекс оценки параметров реактивной струи, модель и конструкция выходного устройства двигателя позволили повысить технические характеристики малоразмерного ВРД за счет эффективной компенсации газодинамических потерь плоского сопла и управления вектором тяги двигателя, а также сократить сроки проектирования силовой установки.

АППРОБАЦИЯ РАБОТЫ.

Основное содержание работы отражено в 10 публикациях. Материалы диссертации доложены на 7-и международных и российских научно-технических конференциях

ОБЪЕМ РАБОТЫ.

Диссертация состоит из введения, 6-и глав, списка литературы (72 наименования). Общий объем составляет 169 страниц машинописного текста, 76 рисунков, 5 таблиц, 28 страниц приложения

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приводится общая характеристика диссертационной работы, обосновывается актуальность исследуемой проблемы

В первой главе проводится анализ состояния проблемы обеспечения надежности и эффективности малоразмерных воздушно-реактивных двигателей

Исследование современного уровня развития методов конструкторско-технологического совершенствования ВРД базируется на изучении научных трудов С А Христиановича, Н В Баранова, Ю.Н. Васильева, А С Гиневского, Б М Киселева, Н Ф Краснова, Л Г Лойцянского, Л А Маслова, К.А Deere, A Karen и др

Показано, что функциональные характеристики БЛА во многом определяются типом и конструктивно-технологическими особенностями выходных устройств воздушно-реактивных двигателей

При этом отмечена перспективность применения плоских регулируемых сопел, обеспечивающих повышение маневренности летательного аппарата, отклонение и реверс тяги для сокращения длины пробега при взлете и посадке, снижение уровня демаскирующих признаков в радиолокационном и инфракрасном диапазоне длин волн для уменьшения дальности обнаружения самолетов и повышения их живучести при более высокой простоте конструктивно-технологических решений по сравнению с круглыми соплами

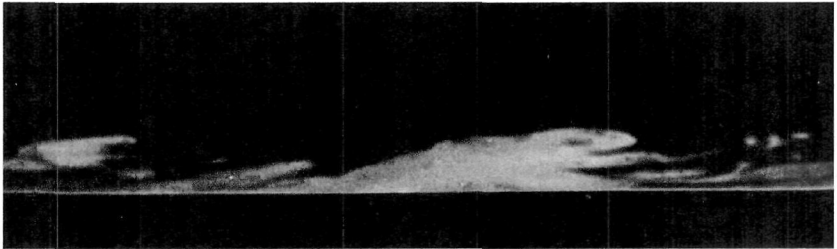
Однако в настоящее время применение плоских сопел затруднено рядом факторов, основными среди которых, являются: - высокий технический риск, обусловленный недостатком данных по использованию плоских регулируемых сопел в составе летательного аппарата; - а также повышенные газодинамические потери, включая неуправляемое отклонение вектора реактивной струи от осевого направления, связанные с утечками газа, что существенно влияет на управляемость летательного аппарата и снижает эффективность функционирования его силовой установки.

При этом на базе анализа опубликованных работ установлено, что в настоящее время отсутствует систематизированное и достаточно полное научно-методическое обеспечение, необходимое для решения проблемы повышения технических характеристик малоразмерных воздушно-реактивных двигателей путем компенсации газодинамических потерь и неуправляемого отклонения вектора тяги

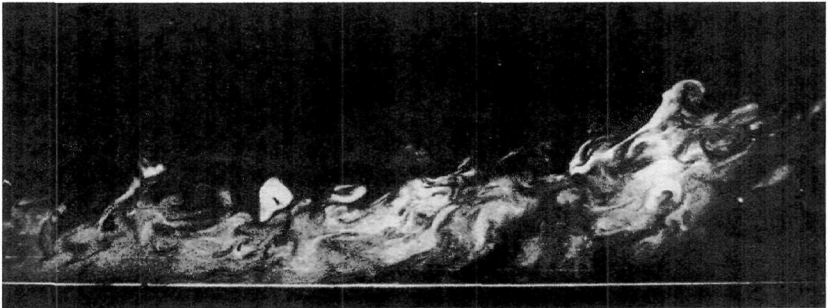
На основании проведенного анализа состояния проблемы сформулированы цель и задачи, решаемые в диссертационной работе

Во второй главе приведены результаты анализа научных предпосылок для разработки модели компенсации неуправляемого отклонения вектора реактивной струи плоского сопла. Для обоснования разрабатываемого метода компенсации газодинамических потерь проведена визуализация

изотермического течения воздуха в плоском сопле при наличии асимметричных утечек через технологические зазоры в створках сопла. При этом величина относительного зазора в створках не превышала $\sim 1\%$ при изменении расхода воздуха в диапазоне 0,6-0,9 кг/с. Визуализация течения осуществлялась продувкой прозрачной модели сопла на газодинамическом стенде. Результаты визуализации течения представлены на рис. 1.



а.) Реламиниризация турбулентного пограничного слоя при повышении давления на стенку сопла.



б.) Утолщение и отрыв пограничного слоя при обратном градиенте давления.

Рис. 1 Влияние асимметричности утечек газа на характер пограничного слоя у регулируемой стенки сопла

Визуализация течения при асимметричных утечках показала наличие изменения градиента давления потока на стенку сопла, достигающее 10-15%, что влечет за собой адекватное отклонение вектора потока от осевого направления.

Для компенсации газодинамических потерь в плоских регулируемых

соплах предложен способ управления дозвуковыми газовыми струями, основанный на использовании плоского эжекторного насадка с управляемым с помощью поворотных заслонок асимметричным подводом воздуха из окружающей среды

В основу разрабатываемой модели управления дозвуковыми газовыми струями положен зональный подход, суть которого заключается в том, что для рассматриваемого дозвукового течения газа у тел аэродинамической формы, можно пренебречь вязкостью и считать течение газа изэнтропическим. Для математического описания процесса используются дифференциальные уравнения в частных производных второго порядка эллиптического типа (ДУЧПЭТ)

Так как давление изэнтропически заторможенного газа на теле может быть найдено из условия торможения струйки газа, то в непосредственной близости от точки торможения пространственная задача может быть аппроксимирована одномерной

При этих условиях уравнение неразрывности примет вид

$$r \frac{\partial(\rho v_r)}{\partial r} + \frac{\partial(\rho v_\theta)}{\partial \theta} + 2\rho v_r - \rho v_\theta \operatorname{ctg}(\theta) = 0, \quad (1)$$

где: ρ - плотность газа, v - скорость газа, r - радиус, θ - угловая координата

На поверхности тела решение уравнения (1) может быть представлено в форме

$$(v_{\max}^2 - v_\theta^2)^{1/(k-1)} v_\theta = C \sin(\theta) \quad (2)$$

где. v_θ - местная скорость газа, v_{\max} - максимальная скорость газа на поверхности тела, k - коэффициент адиабаты, C коэффициенты дифференцирования

После преобразований и интегрирования выражения (2) решение для величины удельного расхода газа на поверхности тела, принимает вид

$$\rho_\theta v_\theta = -2\rho_\infty v_\infty \sin(\theta) \quad (3)$$

где. ρ_θ - местная плотность газа, ρ_∞ - плотность газа на бесконечности.

Окончательное решение для величины давления газа может быть получено в виде

$$P_\theta = P_0 - \rho_\infty \frac{v_\infty^2}{2} \frac{4 \sin^2(\theta)}{\rho_\theta (1 - M_\theta^2)} \quad (4)$$

где: M_θ - местное число Маха, v - скорость газа, ρ - плотность газа, θ - угловая координата В полученном решении (4) могут быть выделены сжимаемая

и несжимаемая компоненты.

С учетом локального проявления сжимаемости газа на поверхности тела пространственное течение можно описывать несжимаемой компонентой, в этом случае существует возможность нахождения локальных решений для скорости v_θ и плотности ρ_θ газа с помощью разложения в ряд выражений (3) или (4), которые для безразмерной скорости газа $\bar{v}_\theta = v_\theta / v_{\max}$ примут вид:

$$\bar{v}_\theta - 2,5\bar{v}_\theta^3 + 1,875\bar{v}_\theta^5 - 0,312\bar{v}_\theta^7 - 0,039\bar{v}_\theta^9 - 0,0117\bar{v}_\theta^{11} + \dots = -2 \frac{\rho_\infty}{\rho_0} \bar{v}_\infty \sin(\theta) \quad (5)$$

где: $\bar{v}_\infty = v_\infty / v_{\max}$

Вследствие того, что на тонких аэродинамических профилях, установленных под нулевым углом атаки, эффекты сжимаемости газа от торможения потока проявляются незначительно, выражение (5) может быть распространено и на случай расчета обтекания газом таких профилей. Совпадение с проведенным автором экспериментом, при этом, отмечается в широком диапазоне чисел Маха - вплоть до $M=0,9$. Совместное решение (5) с уравнением Бернулли позволяет определять действительные давления газа.

Разработанная модель использовалась для расчета обтекания профилированной стенки, которая являлась образующей плоского сопла (рис. 2). Исходными данными являлись: скорость набегающего потока v_∞ , стандартные атмосферные условия (САУ) и геометрическая форма профилированной стенки, которая задавалась численно. При определении безразмерного коэффициента давления C_p на поверхности профилированной стенки использовался пакет стандартных программ, применяемый для расчета пространственных течений газа. Учет сжимаемости производился с помощью поправок Прандтля - Глауэрта и Кармана - Тзяна.

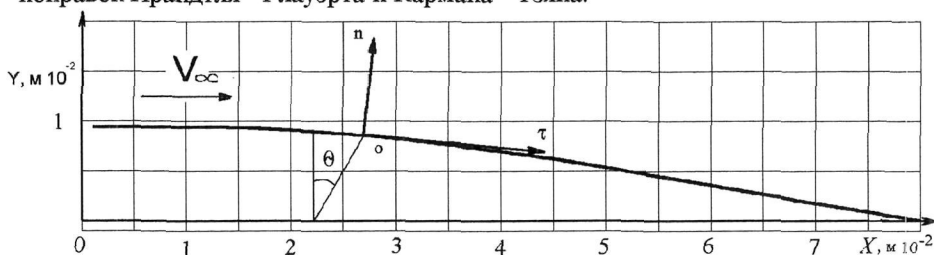


Рис. 2. Расчетная схема течения вдоль профилированной стенки сопла; Где: n - текущая нормаль к поверхности профиля; τ - касательная к поверхности профиля; V_∞ - скорость набегающего потока.

Параметры жидкости определялись в связанной с расчетной точкой системе декартовых координат $OxTz$.

Выполненные расчеты позволяют сделать вывод, что для чисел Маха

$M \leq 0,7$ принятая математическая модель потенциального течения жидкости с учетом поправки на сжимаемость хорошо согласуется с результатами расчетов обтекания профиля вязким газом. Допустимое отличие (не более 5-8%) наблюдается лишь у передней и задней кромок, где существенны вязкие эффекты в обтекании. Начиная с числа Маха $M=0,8$, на верхней поверхности профиля появляются области местных сверхзвуковых скоростей, вследствие чего результаты расчетов начинают расходиться с данными, полученными по другим методикам, но так местные скачки уплотнения являются слабыми, и эти результаты могут быть использованы для получения качественных оценок решений рассматриваемой задачи.

Модель газодинамического способа управления дозвуковыми струями включает систему дифференциальных уравнений в частных производных эллиптического типа (ДУЧПЭТ).

При этом

- в качестве устройства, реализующего эффект отклонения струи, выбрана ориентированная по потоку хорошо обтекаемая профилированная поверхность, профиль поверхности получен методом профилирования спинки лопаток турбины,

- для определения параметров смешивающихся потоков вдоль оси сопла применен интегральный метод расчета газовых струй,

- исходными данными для расчета являлись форма и размеры плоского сопла, параметры потоков эжектируемого воздуха и активной реактивной струи;

- допускалось, что профиль скорости в пограничном слое смешивающихся потоков описывается безразмерным профилем Шлихтинга

- на основе уравнений расхода и импульсов, записанных для ряда поперечных сечений смешивающихся потоков в сопле, составлена система уравнений, позволяющая определить ширину пограничного слоя смешивающихся потоков, профиль скоростей и распределение статических давлений вдоль сопла,

- с помощью численного решения ДУЧПЭТ найдены выражения для потенциальных функций и скоростей газа на поверхности тела,

- по найденному распределению скоростей жидкости определялись давления, т.е. поверхностные силы, которые вызывают изменение направления струи

Особенностью расчетной модели является её большая универсальность в отношении численно заданной формы профилированной стенки сопла

В третьей главе описан комплекс испытательных средств для имитационного моделирования условий взаимодействия реактивной струи плоского сопла с

воздухом окружающей среды. Основу испытательного стенда (рис 3) составляет газогенератор малоразмерного двигателя МД-45, снабженный устройствами входа и сменным выходным соплом, а также контрольно-измерительная система, позволяющая определять в режиме эксперимента термодинамические параметры, горизонтальную составляющую тяги двигателя, поля полных давлений и температур в реактивной струе, определяющие угол её отклонения

Режимы испытаний представлены в таблице 1

Таблица 1

Режим работы		Расход воздуха кг/с	Обороты турбокомпрессора об/мин	Тяга Кгс(Н)
1	0 6 от максимального	0,75	44000	36(353)
2	0 8 от максимального	0,85	46000	43(421,6)
3	Максимальный	0,95	48000	50(490,3)

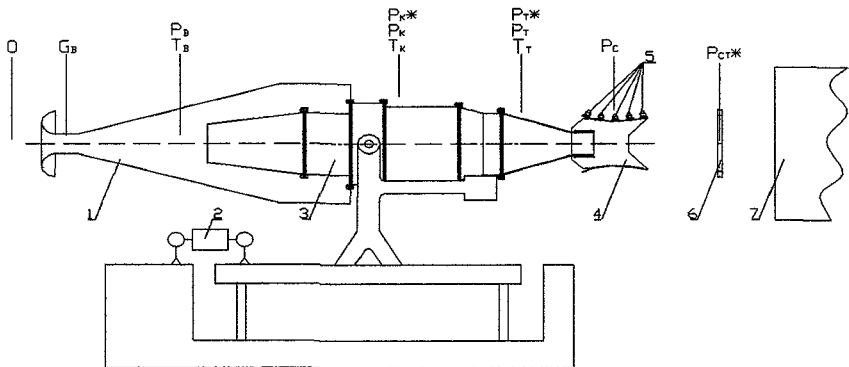


Рис 3 Принципиальная схема экспериментальной установки

1- лемникатный насадок, предназначенный для замера расхода воздуха через двигатель, 2 - датчик для замера горизонтальной составляющей тяги, 3 - газогенератор МД-45; 4 - сопло с УВТ, 5 - датчики статического давления, 6 - гребенки датчиков замера осевого поля полного давления в струе (или гребенки термомпар для замера поля температур), 7 - труба отвода выхлопных газов

Конструктивная схема разработанного выходного устройства представлена на рис 4

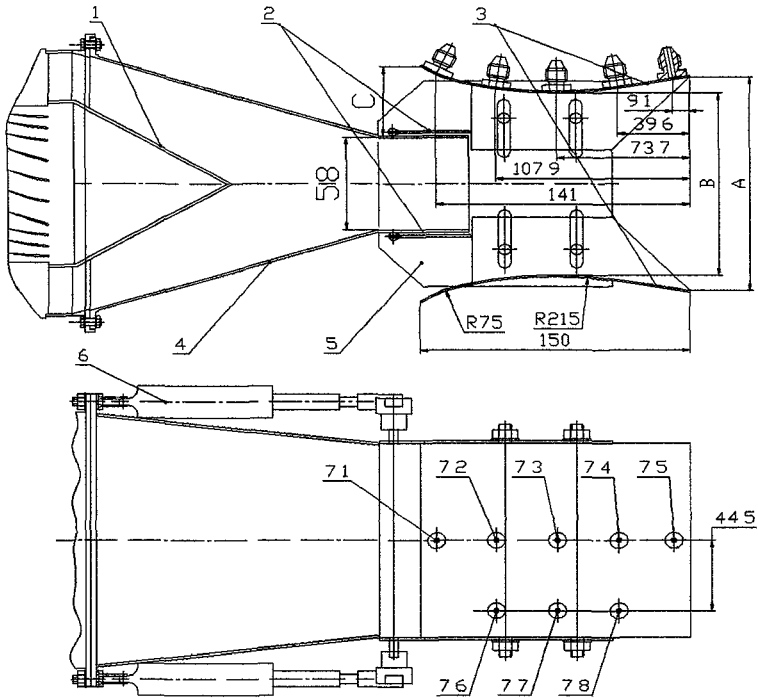


Рис 4 Конструктивная схема выходного устройства
 1-обтекатель, 2-регулируемые заслонки эжекторного насадка,
 3-профилированные стенки, 4-переходный корпус, 5-пилон, 6-механизм
 поворота заслонок, 7 1 ..7 8- штуцера для замеров статического давления

В четвертой главе приведены результаты экспериментально-теоретического исследования дозвуковых течений в плоском выходном устройстве двигателя. Разработанная модель управления дозвуковыми струями позволила провести численный анализ процесса течения газа, результаты которого представлены на рис 5-7.

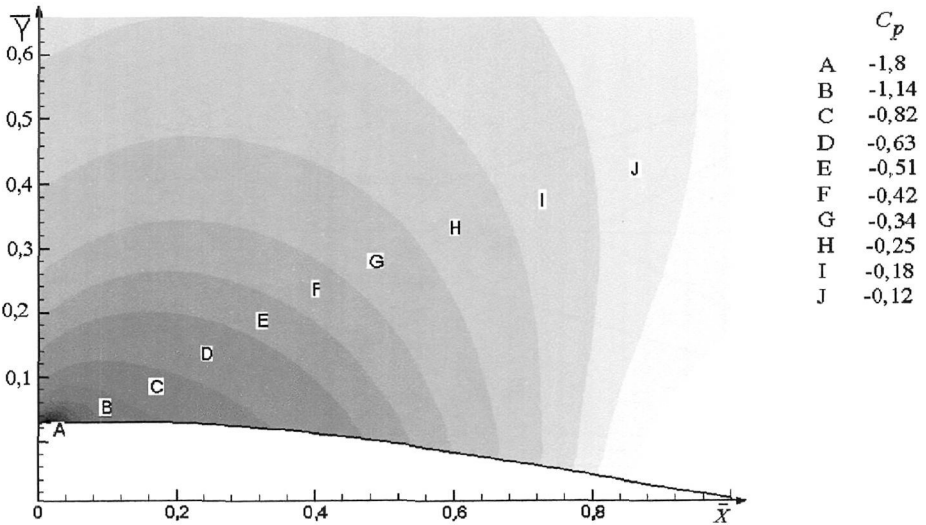


Рис. 5. Распределение коэффициента давления C_p у профилированной стенки сопла. Число Маха $M = 0.5$; $\bar{X} = X/L$ - значение безразмерной продольной координаты, где L - длина профиля; $\bar{Y} = Y/L$ безразмерная ордината.

Разряжение над обтекаемым профилем (рис.5) распространяется на достаточную глубину ($\bar{Y} = 0,5 \div 0,6$), вследствие чего силы, вызванные перепадом давления, приложены не только к тонкому слою газа, непосредственно прилегающему к поверхности профиля, но и к значительной части потока, сопоставимой по высоте с длиной профилированной стенки над ним, что и приводит к изменению направления течения струи газа.

На рис. 6 представлено расчетное поле скорости газа у профилированной стенки сопла для струи ограниченных поперечных размеров, полученное с помощью решения уравнений Навье-Стокса. При этом отмечено, что, при истечении струи газа из эжекторного сопла на режимах отклонения, зона пониженного давления образуется на поверхности, ограничивающей область возвратно-циркуляционного течения газа. В этом случае, при рассмотрении двухмерной задачи, струя газа будет «прилипать» к жидкой линии тока, а не к твердой стенке.

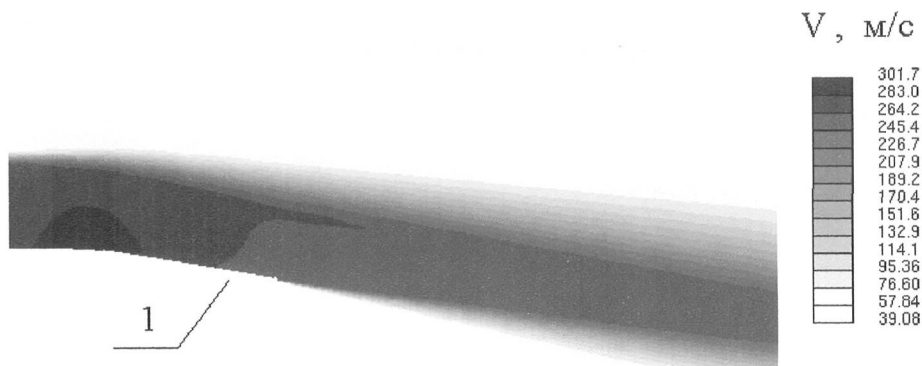


Рис. 6. Поле скорости газа у профилированной стенки сопла 1 для струи ограниченных поперечных размеров. Число Маха $M=0,9$. Угол отклонения струи – 10° .

На рис.7 представлена схема линий тока для рассматриваемого течения, когда на начальном участке струя отделена от профиля зоной возвратно-циркуляционного течения газа. Установлено, что эта зона не препятствует присоединению струи к поверхности профиля, благодаря области разрежения, образующейся над профилем.

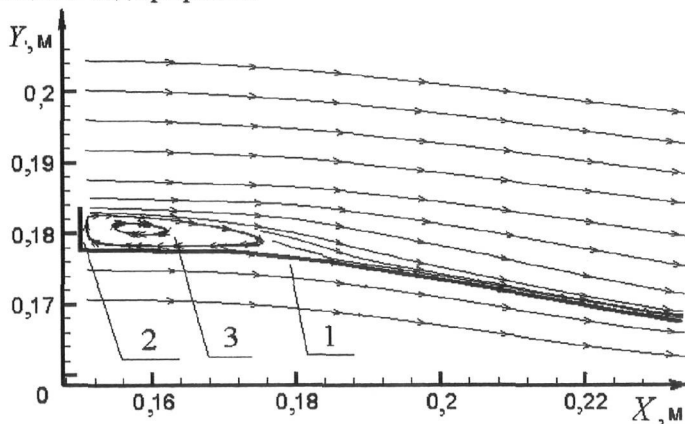


Рис.7. Линии тока у профилированной стенки сопла при наличии зоны возвратно-циркуляционного течения газа на начальном участке. 1 – профиль стенки сопла; 2 – перегородка; 3 – зона возвратно-циркуляционного течения

Для верификации разработанной модели проводились испытания двигателя, результаты которых представлены в виде распределения давлений на

профилированной стенке сопла и полей давлений и температур в потоке газа (рис 8-10)

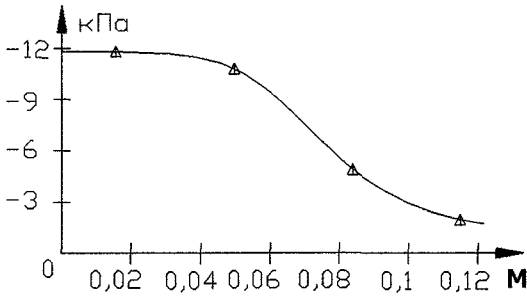


Рис. 8. Эпюры распределения давлений на профилированной стенке сопла

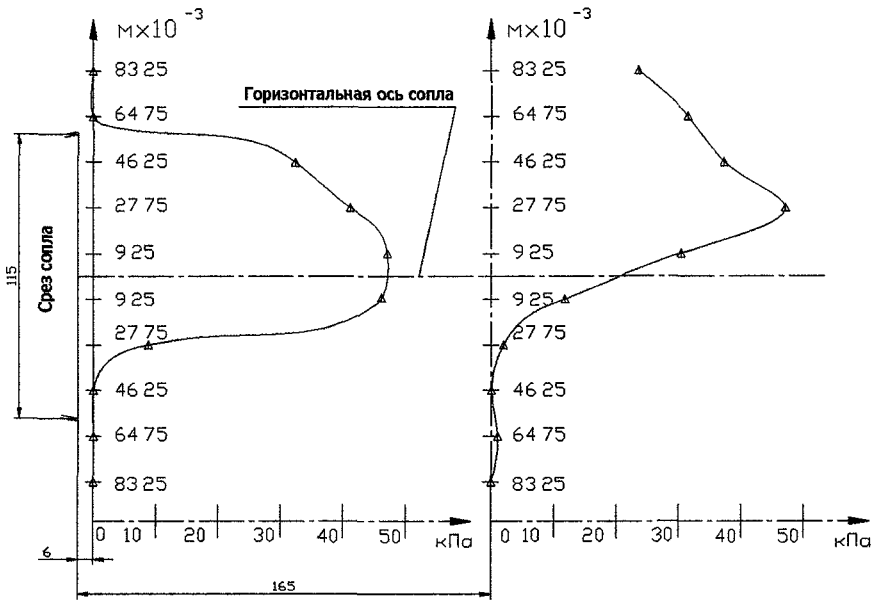


Рис. 9. Эпюры распределения давлений в реактивной струе

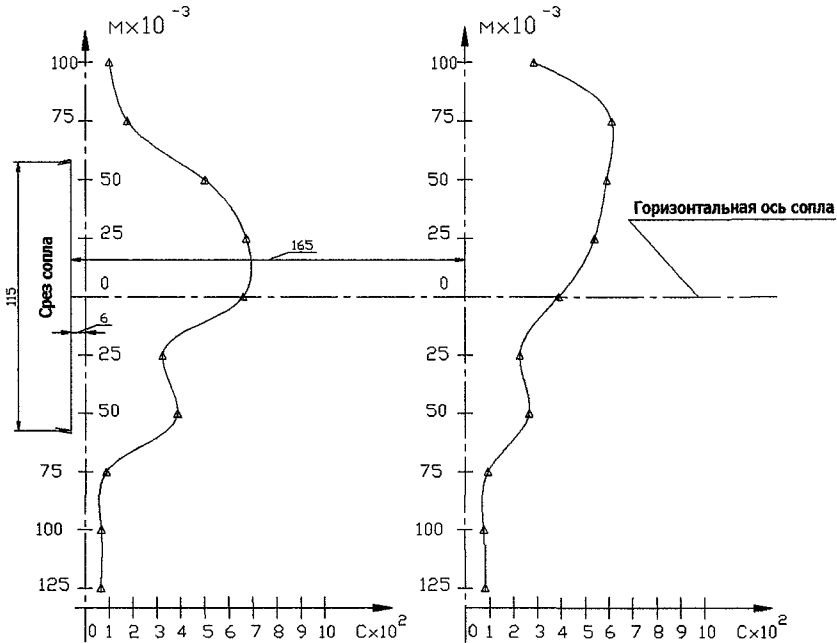


Рис 10 Эпюры распределения температуры в реактивной струе

Сопоставление численных результатов с экспериментами в исследованном диапазоне режимов работы двигателя показало их удовлетворительную сходимость (отличие около 5%)

Эффективность регулирования положения вектора реактивной струи сопла определяется вертикальной составляющей тяги, для определения которой была разработана специальная методика

При этом предполагалось, что:

- внутренние поверхности профилированных стенок плоского сопла являются единственным местом на двигателе, где силы давления, приложенные к поверхности в проекции на вертикальную ось, являются неуравновешенными,
- давление на внешней стороне профилированных стенок сопла равно атмосферному

С учетом принятых допущений была произведена оценка вертикальной составляющей тяги, для определения которой были просуммированы силы, действующие на внутренние поверхности профилированных стенок

$$P_Y = \int_{F_1}^{F_2} \Delta p \cdot \cos \beta \, dF \quad (6)$$

где P_y – вертикальная составляющая тяги, ΔP – текущее значение разницы статических давлений на нижней и верхней внутренних поверхностях профилированных стенок сопла, β – местный угол между касательной к поверхности и горизонтальной осью, F_1 и F_2 – площади первого и последнего сечений сопла

Результаты расчета сведены в таблицу №2

Таблица 2

Режим работы двигателя	Сила, действующая на нижнюю стенку сопла, (Н)	Сила, действующая на верхнюю стенку сопла, (Н)	Вертикальная составляющая тяги, кгс, (Н)
Расстояние между профилированными стенками $A=135$ мм			
1	17,31	36,4	4,58 (44,91)
2	17,98	44,25	5,34 (52,36)
3	10,02	51,35	5,89 (57,76)
Расстояние между профилированными стенками $A=115$ мм			
1	16,76	37,5	3,88 (38,05)
2	12,15	42,75	4,81 (47,17)
3	14,40	52,1	5,83 (57,17)
Расстояние между профилированными стенками $A=95$ мм.			
1	20,61	35,85	0,36 (3,53)
2	19,84	41,825	0,72 (7,06)
3	16,19	50,05	1,46 (14,32)

При одной закрытой и одной открытой заслонке осевая составляющая тяги уменьшается по сравнению с осевой тягой, определенной как среднее арифметическое значение тяги при обеих закрытых и обеих открытых заслонках

Результаты экспериментов показали, что при одной и той же частоте вращения ротора осевая тяга при открытых заслонках оказывается в среднем на 10-14% выше, чем при закрытых заслонках, что связано с эжекцией воздуха в сопло.

При одной закрытой и одной открытой заслонке осевая составляющая тяги уменьшается, что объясняется появлением вертикальной составляющей тяги, т.е. струя отклоняется от своего горизонтального положения на некоторый угол. На исследованных режимах работы выходного устройства было отмечено отклонение реактивной струи в диапазоне $4,5-10^\circ$, что соответствует появлению вертикальной составляющей тяги 4-6 кгс

Оценка угла отклонения реактивной струи производилась по замерам полей полного давления и температуры в струе за срезом сопла на расстоянии 6 и 165 мм (рис 9-10). В результате было установлено, что максимумы полей

полного напора и температуры смещены в сторону закрытой заслонки

На графике рис 8 изображена эпора статических давлений на профилированной стенке сопла, прилегающей к закрытой верхней заслонке. В случае закрытия одной из заслонок разряжение возрастает на поверхности той профилированной стенки сопла, на которую перестает поступать воздух из атмосферы. При этом диапазон значений разряжения составил в эксперименте от 7000 до 12000 Па для максимального режима работы двигателя, в то время как на противоположенной стенке давления остаются прежними. Образующаяся разность между давлениями на противоположенных профилированных стенках сопла и обуславливает отклонение струи.

По результатам эксперимента так же видно, что эффект отклонения газовой струи проявляется на разных режимах работы двигателя и при разных соотношениях площадей основной и эжектируемой струй, следовательно, эффект является устойчивым.

В пятой главе численно исследуется влияние технологических погрешностей изготовления регулируемого сопла на эффективность управления положением реактивной струи.

В связи с тем, что реальная конструкция сопла отличается от рассмотренной (имеются технологические щели в месте прилегания створок сопла к стенкам, высота щелей составляла порядка 1,5-2 мм), было выполнено исследование влияния утечек газа на эффективность асимметричного эжекторного воздействия воздуха на реактивную струю сопла.

Исследования показали, что через технологические щели происходит частичное втекание газа в эжекторный насадок сопла, это приводит к уменьшению величины разряжения на профилированной стенке и, как следствие, к уменьшению угла отклонения струи при асимметричном открытии управляющей заслонки.

Результаты сопоставления расчетных данных с экспериментом приведены в таблице 3. Результаты расчетов качественно согласуются с экспериментальными данными. Расхождение расчетов и эксперимента в точках расположения датчиков для замера статического давления не превышает 15%.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных подтвердило адекватность разработанной математической модели.

Проведенные исследования показали, что управляющее воздействие на реактивную струю, достигаемое асимметричным отбором вторичного воздуха, на 20-30% превышает необходимое значение для компенсации влияния технологических утечек на положение реактивной струи, что позволяет использовать разработанное выходное устройство и способ его применения для целенаправленного управления вектором тяги двигателя и повышает маневренность летательного аппарата.

Таблица 3

Режим работы двигателя	Вертикальная составляющая тяги (кгс (Н)) полученная по	
	Результатам эксперимента	Результатам расчета
Расстояние между профилированными стенками А=135 мм		
1	4,58 (44,91)	4,82(47,24)
2	5,34 (52,36)	5,71(55,99)
3	5,89 (57,76)	6,4(67,72)
Расстояние между профилированными стенками А=115 мм		
1	3,88 (38,05)	4,12(40,38)
2	4,81 (47,17)	5,14(50,37)
3	5,83 (57,17)	6,2(60,76)

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1 Современная концепция создания малоразмерных воздушно-реактивных двигателей предполагает использование плоского регулируемого сопла, внедрение которого сдерживается высоким техническим риском, обусловленным недостатком данных по использованию таких выходных устройств в составе летательного аппарата, а также повышенными газодинамическими потерями, включая неуправляемое отклонение вектора реактивной струи от осевого направления, связанное с подтеканием газа через технологические зазоры, что существенно влияет на управляемость летательного аппарата. В связи с этим возникает необходимость в изучении процессов, происходящих при функционировании таких выходных устройств в составе малоразмерного ВРД.

2 Для исследования процесса функционирования плоских выходных устройств малоразмерных ВРД разработана и верифицирована модель компенсации неуправляемого отклонения вектора реактивной струи, истекающей из плоского сопла малоразмерного ВРД.

При этом

-предложен газодинамический метод управления вектором реактивной струи дозвуковых сопел малогабаритных двигателей, основанный на эффекте Коанда,
- на основе интегральных методов составлены методика и программа для расчета изменения параметров смешивающихся потоков в плоском эжекторном сопле при произвольном задании формы профиля стенок сопла, позволяющая на этапе проектирования определить ожидаемую величину и программу компенсации нефункционального отклонения вектора реактивной струи из-за асимметричных утечек газа

3 Сформирован комплекс испытательных средств для исследования и моделирования условий взаимодействия реактивной струи, истекающей из

плоского сопла, с воздухом окружающей среды, включающий натурную модель дозвукового сопла малогабаритного двигателя, реализующую газодинамический способ управления положением реактивной струи, основанный на эффекте Коанда

4 Исследованы закономерности влияния утечек газа на эффективность их газодинамической компенсации путем асимметричного контакта дозвуковой реактивной струи, истекающей из плоских регулируемых сопел, с окружающей средой

При этом установлено, что

-разряжение над обтекаемым профилем распространяется на достаточную глубину ($\bar{Y} = 0,5-0,6$), вследствие чего силы, вызванные перепадом давления, приложены не только к тонкому слою газа, непосредственно прилегающему к поверхности профиля, но и к значительной части потока, сопоставимой по высоте с длинной профилированной стенки, расположенной над ним, что приводит к изменению направления течения струи газа,

-зона возвратно-циркуляционного течения не препятствует присоединению струи к поверхности профиля стенки сопла, благодаря области разряжения, образующейся над профилем,

- результаты расчетов параметров реактивной струи удовлетворительно согласуются с экспериментами в исследованном диапазоне режимов работы двигателя (отличие около 15%),

- при одной и той же частоте вращения ротора осевая тяга при открытых заслонках оказывается в среднем на 10-14% выше, чем при закрытых заслонках, что связано с эжекцией воздуха в сопло,

- при асимметричном открытии заслонок эжекторного насадка осевая составляющая тяги уменьшается, что объясняется появлением вертикальной составляющей тяги,

-на исследованных режимах работы выходного устройства отмечено отклонение реактивной струи в диапазоне $4,5-10^\circ$, что соответствует появлению вертикальной составляющей тяги около 4-6 кгс,

- управляющее воздействие на реактивную струю на 20-30% превышает необходимое значение для компенсации влияния технологических утечек, что определяет дополнительную возможность управления вектором тяги двигателя и повышает маневренность летательного аппарата

5 Разработанный расчетно-экспериментальный комплекс оценки параметров реактивной струи плоского сопла, модель функционирования и конструкция выходного устройства двигателя позволили повысить технические характеристики малоразмерного ВРД, а также сократить сроки проектирования силовой установки

Основное содержание диссертации отражено в следующих публикациях

- 1 Фетисов М В Плоские сопла Тезисы докладов XXX Гагаринских чтений, Издательско-типографский центр МАТИ, Москва 2004 г С 85
- 2 Фетисов М В , Попов В Г , Малиновский К А Анализ существующих поворотных сопел Сборник трудов МАТИ, Издательско-типографский центр МАТИ, Москва 2004 г С 183-187
- 3 Фетисов М В , Овчинников А А , Ледяев В В Физические основы газодинамического способа управления дозвуковыми газовыми струями Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им С П Королева №1(9), Издательство СГАУ, Самара 2006г С 167-175
- 4 Фетисов М В , Овчинников А А , Малиновский К А Исследование возможности управления газовой струей с использованием эффекта Коанда Авиационная промышленность №1, Ассоциация «Авиатехинформ», Москва 2005г С 12-15
- 5 Фетисов М В , Овчинников А А , Малиновский К А Перспективные устройства управления дозвуковыми газовыми струями Авиационная промышленность №2 Ассоциация «Авиатехинформ», Москва 2005г С 12-15
- 6 Фетисов М В Управление дозвуковыми газовыми струями Тезисы докладов международной конференции Авиация и космонавтика-2005 Издательство МАИ, Москва 2005 г С 18
- 7 Фетисов М В., Овчинников А А , Малиновский К.А Отклонение реактивной струи путем асимметричного присоединения массы атмосферного воздуха в эжекторном сопле ВРД Тезисы докладов XXXI Гагаринских чтений, Издательско-типографский центр МАТИ, Москва 2005 г С 95
- 8 Фетисов М В , Попов В Г , Малиновский К А Приближенная оценка вертикальной составляющей тяги Авиационная промышленность №4 Ассоциация «Авиатехинформ», Москва 2005г С 45-46
- 9 Фетисов М В , Малиновский К А Отклонение реактивной дозвуковой струи путем ограничения притока атмосферного воздуха Материалы научно технического конгресса по двигателестроению Москва 2006г С 108
- 10 Отработка газодинамического способа управления дозвуковыми выхлопными струями в условиях стендовых испытаний Тезисы докладов международной конференции Авиация и космонавтика-2006 Издательство МАИ, Москва 2006 г С 214

Подписано в печать 04 03 2007г Объем 1,0 п л Тираж 100 экз
Ротапринт “МАТИ”, 109240, г Москва, Берниковская наб , 14