

Государственный научный центр
Федеральное автономное учреждение
«Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н. Е. Жуковского»

УДК 533.6

На правах рукописи



Матяш Иван Сергеевич

**Влияние адаптивной системы отсоса в криволинейном канале
на аэродинамические характеристики воздухозаборника
силовой установки летательного аппарата**

Специальность 2.5.12.
Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Жуковский – 2024

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского»)

Научный руководитель: **Босняков Сергей Михайлович,**
д.т.н., с.н.с., главный научный сотрудник,
ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского»

**Официальные
оппоненты:** **Запрягаев Валерий Иванович,**
д.т.н., профессор, главный научный сотрудник,
Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН

Макаров Владимир Евгеньевич,
к.ф.-м.н., с.н.с., начальник отдела,
Центральный институт авиационного моторостроения
имени П.И. Баранова

Ведущая организация: **Филиал «Региональные самолеты» ПАО «Яковлев»**

Защита состоится 25 февраля 2025 года в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н.Е. Жуковского по адресу: 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального аэрогидродинамического института и на сайте www.tsagi.ru по адресу https://www.tsagi.ru/institute/dissertation_council/dissertations/.

Автореферат разослан «___» _____ года.

Ученый секретарь
диссертационного совета 31.1.006.01,
д.ф.-м.н., доцент



Брутян М.А.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Ключевые слова: криволинейный канал, вязкий турбулентный газ, отрывное течение, метод управления отрывом, отсос пограничного слоя, система уравнений RANS, вихреразрешающий метод, метод конечного объема.

Исследования по проблеме отрывного течения в криволинейном канале ведутся уже более 40 лет. В 1976 г. в монографии П. Чжена «Управление отрывом потока» были описаны основные методы управления отрывом. Уже в 1980-х гг. начались первые экспериментальные исследования по оценке влияния методов управления отрывом на течение в изогнутых каналах. Они велись на высоком научном и методическом уровне. Но полученных данных не хватало для глубокого понимания физики явления. Основная проблема заключалась в сложности организации параметрических экспериментальных исследований, что оставляло «пробелы» в описании существенно нестационарных явлений, возникающих в отрывных зонах. С развитием вычислительных технологий появилась возможность моделирования рассматриваемого класса задач, однако возник вопрос о достоверности получаемых результатов. Ответ на этот вопрос был найден путем совместного проведения расчетных и экспериментальных исследований.

Значительное расширение возможностей внедрения новых технических решений в практику возникло благодаря появлению бортовых компьютеров на многих типах летательных аппаратов. Это позволило ставить принципиально новую задачу адаптивного регулирования с применением актуаторов нового типа, которые способны локально воздействовать на отрыв потока в канале воздухозаборника. Особенно актуальной она является для пассажирских самолетов следующего поколения, в которых предполагается размещать двигатели на верхней поверхности фюзеляжа погружёнными в него, что повышает требования к устойчивой работе силовой установки. Удовлетворить стандартным требованиям можно путем локального воздействия на поток с целью подавления отрыва пограничного слоя и понижения, таким образом, уровня неравномерностей и пульсаций потока перед двигателем. Данная диссертация рассматривает некоторые важные аспекты указанной проблемы.

Актуальность темы исследования определяется необходимостью проектирования в РФ летательных аппаратов нового поколения на основе адаптивных систем регулирования двигателя, обладающих высокой топливной эффективностью, а также высоким уровнем экологической безопасности.

Степень разработанности темы определяется тем, что исследования в области отрывных течений в криволинейных каналах воздухозаборников ведутся более сорока лет. На их основе даны рекомендации по проектированию указанных каналов и их компоновки с элементами планера летательного аппарата.

Цель данной работы состоит в том, чтобы разработать метод подавления отрыва пограничного слоя в криволинейном канале воздухозаборника путем организации системы адаптивного отсоса с учетом локальных размеров отрывной зоны.

Решены следующие задачи:

- Выбор, верификация и валидация метода исследования;
- Разработка методики подавления отрыва пограничного слоя в криволинейном канале воздухозаборника;
- Экспериментальное исследование модели криволинейного канала с возможностью отбора пограничного слоя;
- Оценка влияния адаптивного отсоса пограничного слоя на аэродинамические характеристики воздухозаборника силовой установки летательного аппарата.

Научная новизна:

- Впервые показано, что адаптация щели отсоса пограничного слоя к размерам отрывной зоны в криволинейном канале воздухозаборника позволяет получить больший выигрыш по характеристикам течения, чем применение щелей, не учитывающих размер и положение отрыва.
- Получен уникальный опыт по расчету нестационарного отрывного течения в криволинейном канале воздухозаборника численным методом IDDES с применением механизмов «синтетической» турбулентности и «форсинга» для улучшения описания пограничного слоя.
- Показано, что в криволинейном канале с отсосом пограничного слоя вследствие гистерезиса при организации необходимого расхода газа возможна реализация двух режимов течения, один из которых приводит к улучшению характеристик воздухозаборника, а другой – к ухудшению.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что показана принципиальная невозможность объяснить физические особенности трёхмерного отрывного течения в криволинейном канале, исходя только из двумерных представлений об отрыве потока, так как ключевую роль приобретают «боковые» вихри, через которые газ уходит из отрывной зоны.

Практическая значимость работы заключается в том, что на основе предложенного адаптивного метода отсоса пограничного слоя в криволинейном канале можно разработать способ регулирования воздухозаборника перспективного гражданского самолета с учетом локальных особенностей потока.

Методология и методы исследования базируются на опыте теоретических работ ЦАГИ и заключаются в проведении расчётов с помощью методов вычислительной аэродинамики с последующей валидацией полученных результатов.

Достоверность результатов обосновывается путём привлечения экспериментальных данных к созданию предлагаемых моделей и тщательным сопоставлением численных и аналитических результатов.

На защиту выносятся:

- Методика построения адаптивной системы отсоса в криволинейном канале воздухозаборника силовой установки летательного аппарата;
- Результаты анализа физических особенностей отрывного течения в криволинейном канале воздухозаборника на основе результатов численного моделирования;
- Результаты экспериментального исследования модели криволинейного канала с системой отсоса пограничного слоя;
- Результаты оценки влияния разработанного метода на аэродинамические характеристики воздухозаборника силовой установки летательного аппарата.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации полностью соответствует задаче, указанной в паспорте специальности 2.5.12. в следующих пунктах:

- Теоретические, расчетные и экспериментальные исследования обтекания летательных аппаратов, объектов авиационной и ракетно-космической техники и их частей установившимися и неустановившимися потоками газовых сред;
- Расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов, разработка методов расчета этих характеристик, включая алгоритмы и программное обеспечение САПР летательных аппаратов;
- Аэродинамика двигательной установки (воздухозаборники, сопла, их согласование с двигателем).

Апробация работы. Результаты работы прошли апробацию путем обсуждения на 9 отраслевых, всероссийских и международных конференциях, включая следующие: Европейский конгресс по численным методам в прикладных науках и технике (ECCOMAS, онлайн-конференция, 2021); XXVIII Всероссийская конференция с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды» (Новосибирск, 2021); XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям (Санкт-Петербург, 2022); Всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике, СЕАА» (Светлогорск, 2022); XXXIV научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 2024) XXII Международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR, Новосибирск, 2024).

Личный вклад. Изложенные в диссертации результаты получены либо лично автором, либо с его определяющим участием в постановке задач, выборе методов их решения и анализе результатов.

Публикации. Основные результаты работы по теме диссертации изложены в 15 научных публикациях, 5 из которых опубликованы в рецензируемых научных журналах [1-5], рекомендованных ВАК, 3 статьи в сборниках материалов конференций, представленных в изданиях, входящих в Scopus [6-8], и 7 публикаций в сборниках материалов конференций [9-15].

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 7 глав и заключения. Полный объем диссертации составляет 159 страниц, включая 111 рисунков и 20 таблиц. Список использованных источников литературы содержит 101 наименование.

Автор выражает благодарность научному руководителю Боснякову С.М. за постановку задачи, детальное обсуждение результатов работы, всем соавторам публикаций и коллегам – за сотрудничество.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обосновывается актуальность исследований, проводимых в рамках данной диссертационной работы, формулируется цель, ставятся задачи работы, излагаются научная новизна, теоретическая и практическая значимость представляемой работы и основные положения, выносимые на защиту.

Первая глава содержит обзор источников литературы по теме диссертации. В главе обсуждается рост интереса к «неклассическим» компоновкам летательных аппаратов, связанный с тем, что «классический» вариант компоновки (цилиндрический фюзеляж и двигатели, располагаемые на пилонах под крыльями) является хорошо проработанным и фактически исчерпал свой потенциал с точки зрения повышения топливной эффективности и расширения границ устойчивой работы двигателя. Рассматривается одна из популярных на данный момент компоновок – «летающее крыло» (рис. 1), где двигатели имеют верхнее расположение ближе к хвостовой части летательного аппарата. При этом возможны два варианта расположения силовой установки: размещенной на пилоне (для того чтобы пограничный слой не попадал в двигатель) и погруженной в фюзеляж. Второй вариант имеет некоторые преимущества, в частности, попадание заторможенного газа в двигатель. Конфигурация воздухозаборника в таком случае представляет собой S-образный криволинейный канал, в котором из-за кривизны нижней поверхности зачастую возникает отрыв потока. Этой проблеме посвящено множество работ, в частности, обширные расчетно-экспериментальные исследования Европейской исследовательской группы GARTEUR. Численное моделирование такого класса течений сопряжено с трудностями, так как отрыв в криволинейном канале является существенно нестационарным. Наиболее разработанные на данный момент методы RANS, замкнутые одной из известных моделей турбулентности, не моделируют указанную нестационарность, а вихреразрешающие методы, более пригодные к таким задачам, очень затратны с точки зрения временных и вычислительных ресурсов. Приведен краткий обзор методов, из которых для дальнейшего исследования сравнения выбран метод RANS-SST как наиболее используемый из этого класса на данный момент, метод DRSM с замыканием

в виде модели турбулентности SSG/LRR- ω как перспективный метод, теоретически лучше описывающий отрывные течения, и вихреразрешающий метод IDDES-SST, позволяющий получить более точное решение.



Рис. 1 – Самолет схемы типа «летающее крыло» с «утопленным двигателем»

Отмечена актуальность разработки методов управления отрывом для снижения потерь полного давления на входе в двигатель. Упомянуты основные методы: оптимизация формы канала, вихрегенераторы, разделительные пластины, отсос и вдув газа в пограничный слой, среди которых для дальнейшего исследования выбран отсос пограничного слоя, так как в открытой печати фактически нет данных по его применимости в криволинейных каналах воздухозаборников. Кратко рассматриваются вопросы применимости простых эмпирических моделей для оценки характеристик течения в канале и влияния параметров течения на аэродинамические характеристики силовой установки летательного аппарата.

Вторая глава посвящена выбору расчетного метода для численных исследований в диссертационной работе. В *разделе 2.1* приведена формулировка системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, и ее замыканий в виде модели турбулентности SST, основанной на гипотезе Буссинеска, и модели турбулентности SSG/LRR- ω класса DRSM (Differential Reynolds Stress Model). В *разделе 2.2* приводится краткая формулировка метода Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES), относящегося к классу гибридных RANS-LES методов. Все расчеты в рамках данной диссертации проведены с использованием модулей ZEUS¹ и zFlare² программного пакета EWT-ЦАГИ³.

В *разделе 2.3* описан тестовый случай «Периодические холмы», на котором проведено сравнение моделей турбулентности SST и SSG/LRR- ω . Выбор данной задачи обусловлен наличием отрыва с гладкой поверхностью и последующим замыканием отрывной зоны, а также большим объемом экспериментальных и расчётных данных в печати. Продемонстрирована сеточная сходимость для решений по обоим моделям. Сравнение профилей скорости в различных сечениях показало, что модель SSG/LRR- ω позволяет повысить точность по сравнению с моделью SST, однако это улучшение несущественно и нивелируется существенным ростом потребности в вычислительных мощностях.

¹ Власенко В.В., Кажан Е.В., Матяш Е.С., Михайлов С.В., Трошин А.И. Численная реализация неявной схемы и различных моделей турбулентности в расчетном модуле ZEUS // Труды ЦАГИ. – 2015. – Т. 2735. – С.5-49.

² Бахнэ С., Власенко В.В., Матяш С.В., Михайлов С.В., Молев С.С., Трошин А.И. Моделирование турбулентных течений на основе подхода IDDES с помощью программы zFlare // Вычислительная механика сплошных сред. – 2023. – Т. 16, № 2. – С. 203-218.

³ Матяш И.С., Матяш С.В., Михайлов С.В., Трошин А.И. Применение и настройка дифференциальной модели для напряжений Рейнольдса в задачах с отрывом потока // Труды ЦАГИ. – 2022. – Т. 2810. – С. 99-128.

В *разделе 2.4* описан тестовый случай «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением», выбранный для апробации метода SST-IDDES. Применение этого метода позволило снизить ошибку в определении координаты точки присоединения почти в два раза (с 34% до 20%) по сравнению с методом SST-RANS. Сравнение профилей компонент скорости в различных сечениях также продемонстрировало лучшее совпадение SST-IDDES с эталонными данными, однако улучшение было не столь существенное.

В *разделе 2.5* сформулированы основные выводы по главе 2. Применимость метода IDDES, несмотря на более высокую точность по сравнению с RANS, предлагается ограничить единичными расчетами в случае необходимости получения нестационарных характеристик течения, что связано с существенной требовательностью по вычислительным ресурсам (подробная расчетная сетка и большое число расчетных шагов по времени). В случае большого числа расчетных геометрий и режимов предлагается использовать подход RANS, позволяющий качественно воспроизводить рассматриваемые явления. Для замыкания системы уравнений RANS из моделей турбулентности SSG/LRR- ω и SST предлагается использовать последнюю, как позволяющую получить сопоставимую точность результатов при существенном снижении потребных вычислительных мощностей.

Третья глава посвящена численному исследованию отрывного течения в тестовом криволинейном канале M2129⁴, являющемся объектом исследования Европейской исследовательской группы GARTEUR. В *разделе 3.1* описана геометрия исследуемого канала (рис. 2) и параметры многоблочной структурированной сетки, подготовленной для численных расчетов. В *разделе 3.2* кратко сформулированы математическая постановка задачи, начальные и граничные условия.

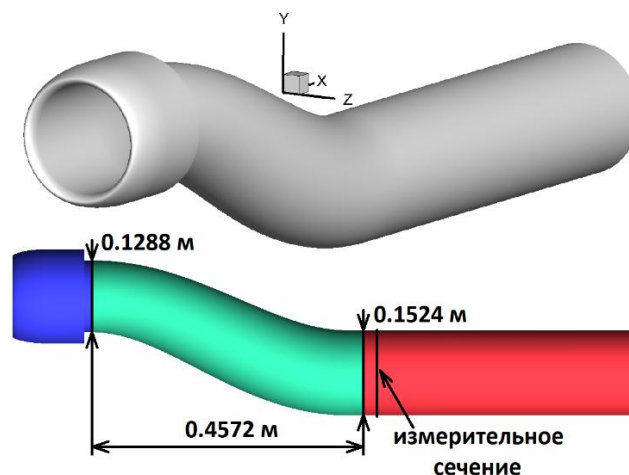


Рис. 2 – Геометрия канала и основные размеры

В *разделе 3.3* представлена оценка точности полученного численного решения. Приведены данные, демонстрирующие сходимость решения как по итерациям, так и по вложенным сеткам. Сравнение параметров в

⁴ Berens T. M. et al. Application of CFD to High Offset Intake Diffusers // Group for Aeronautical Research and Technology in EUROpe (GARTEUR), AD/AG-43 Final Report. – 2012.

измерительном сечении канала с результатами расчетов различными моделями турбулентности позволило оценить интервал разброса результатов используемого подхода. Также было проведено сравнение результатов с экспериментальными данными, которое продемонстрировало ошибку порядка 1% по измеряемым в измерительном сечении величинам полного и статического давления, что было сочтено удовлетворительным.

В разделе 3.4 рассматривается схема отрывного течения (рис. 3), полученного в численном расчете: дугообразная линия отрыва с началом в плоскости симметрии и область возвратного течения в виде двух вихрей, образующихся за отрывной линией. Отмечена симметричность полученного численного решения. Путем построения линий тока вдоль поверхности и в плоскости симметрии продемонстрирована незамкнутость отрывной зоны (рис. 4), в чем заключается принципиальное отличие от рассмотренных в разделах 2.3 и 2.4 тестовых случаев. Показано, что область потерь полного давления в измерительном сечении появляется именно вследствие попадания газа с высоким уровнем потерь вблизи поверхности канала сначала в область возвратного течения, а далее через образующиеся вихревые течения в свободный поток (рис. 5).

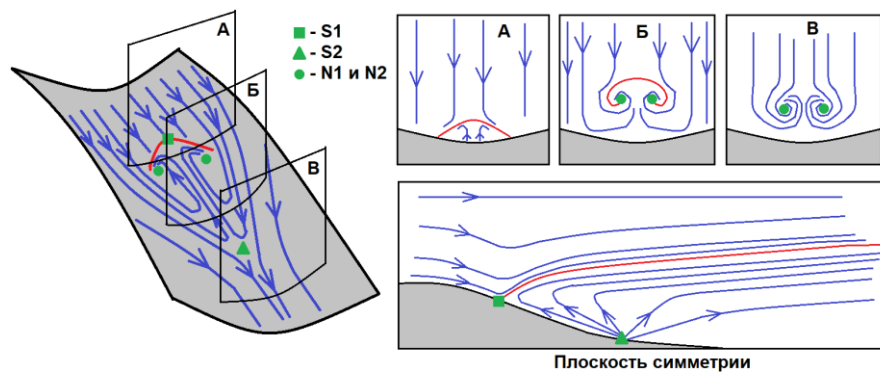


Рис. 3 – Схема течения в отрывной зоне

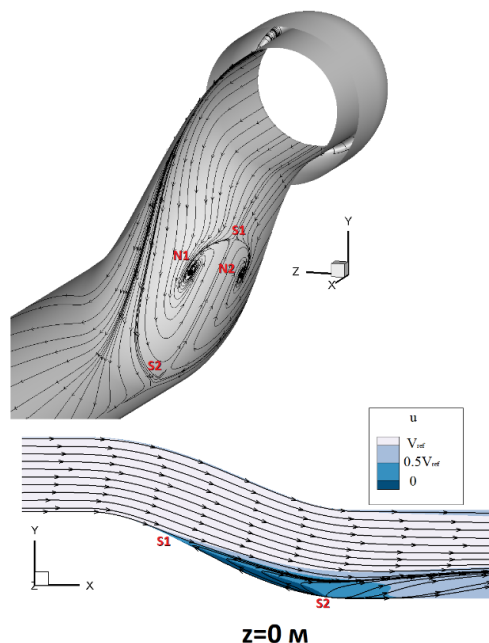


Рис. 4 – Линии тока на поверхности канала и в плоскости симметрии

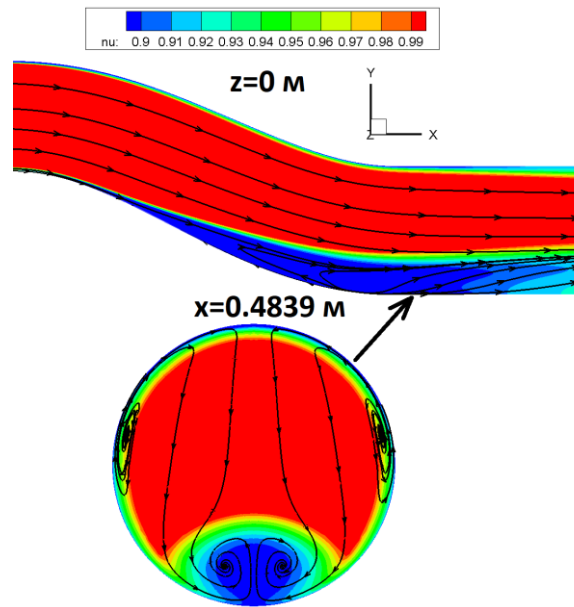


Рис. 5 – Распределение v в плоскости симметрии канала и ИСК

В *разделе 3.5* описан критерий отрыва потока, сформулированный Бам-Зеликовичем, и представлены результаты его применения к полученному численному решению. Точность определения положения области возвратного течения составила $\sim 1\%$, что позволяет в дальнейшем использовать указанный критерий для практического анализа. В *разделе 3.6* сформулированы основные выводы по третьей главе.

Четвертая глава посвящена предлагаемому адаптивному щелевому отсосу пограничного слоя, адаптация которого заключается в расположении щели отсоса в соответствии с размерами и положением отрывной зоны в канале. В *разделе 4.1* описана математическая постановка задачи, а в *разделе 4.2* описаны предпосылки, на основании которых формулируется предлагаемый адаптивный способ управления отрывным течением.

В *разделе 4.3* оценивается влияние угла раствора щели отсоса на характеристики потока в измерительном течении. Показано, что при малых расходах газа через щель (1% от расхода через основной канал) именно щель, соответствующая ширине отрывной зоны по углу раствора, позволяет получить наибольший выигрыш: 1% по коэффициенту восстановления полного давления и 56% по параметру окружной неравномерности (табл. 1). Анализ линий тока вдоль поверхности показал, что в этом случае отрыв, имеющийся в канале без системы отсоса, полностью подавляется, но из-за особенностей течения около края щели возникают области завихрения течения, потери полного давления в которых, тем не менее, незначительны (рис. 6-7).

Табл. 1 – Осредненные в ИСК параметры потока при $G_{отб} = 1\%G_{вх}$

	Базовый канал	Адаптированная щель
v	0.9720	0.9811
$\Delta\bar{\sigma}_o$	5.106	2.248

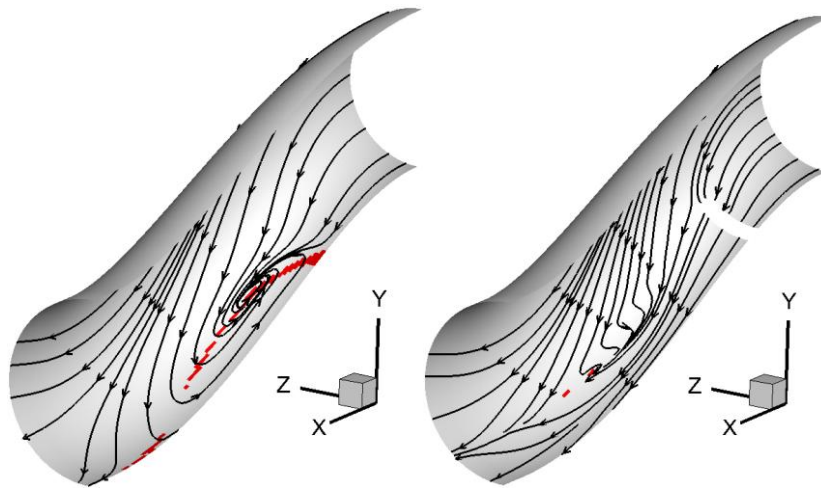


Рис. 6 – Сравнение распределений линий тока на поверхности для базового канала (слева) и наилучшего варианта щели отсоса (справа)

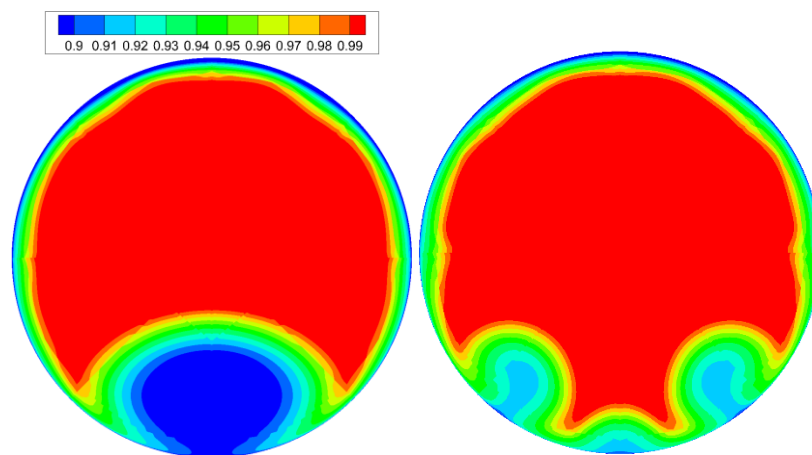


Рис. 7 – Сравнение распределений v в измерительном сечении для базового канала (слева) и наилучшего варианта щели отсоса (справа)

В разделе 4.4 рассмотрены различные положения щели отсоса по отношению к началу отрыва в базовом канале. По результатам численных исследований при малых расходах газа через щель (1% от расхода через основной канал) необходимо располагать щель перед возникающим отрывом для получения наибольшего выигрыша. Также было рассмотрено влияние предложенной системы на параметры течения при варьировании расхода через криволинейный канал. В начале рассматривались три различных режима набегающего потока и, так как результаты показали схожее поведение основных рассматриваемых характеристик, система применялась только при режиме $M = 0.8$. Щель для каждой расчетной точки устанавливалась в соответствии с распределением критериальной величины Бам-Зеликовича по значениям, соответствующим наилучшему варианту щели, полученному в разделах 4.2-4.3. Было показано, что в широком диапазоне расходов ($q(\lambda) = 0.53 \div 0.72$) применение системы позволяет снизить потери полного давления и величину параметра окружной неравномерности. Наибольший выигрыш достигается при расходе $q(\lambda) \sim 0.7$ и составляет 0.011 по коэффициенту восстановления полного давления (рис. 8).

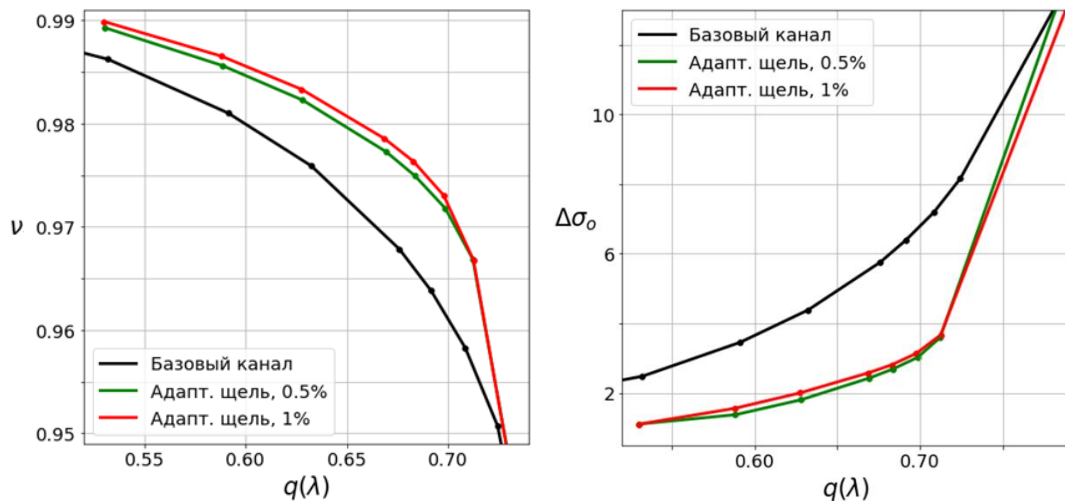


Рис. 8 – Зависимость величин v и $\Delta\bar{\sigma}_0$ от $q(\lambda)$ при использовании адаптивной системы отсоса, $M = 0.8$

В разделе 4.5 представлены результаты вихреразрешающего расчета по методу SST-IDDES. В расчете применялись механизмы генератора синтетической турбулентности и «форсинга» для лучшего разрешения структуры пристеночного течения. Сравнивались результаты, полученные для базовой геометрии канала и для наилучшего варианта щели отсоса на основном расчетном режиме. Осредненное по времени решение подтвердило наблюдаемое в RANS расчетах положительное влияние системы отсоса на интегральные параметры в измерительном сечении (табл. 2). Также в 40 точках были рассчитаны величины пульсаций полного давления по соотношению $\varepsilon = \sqrt{(\delta p_0)^2} / p_{0\text{ср}}$, где

$$(\delta p_0)^2 = \frac{1}{t} \int_0^t [\delta p_0(\tau)]^2 d\tau.$$

Применение системы отсоса позволило снизить уровень пульсаций на 39% (табл. 3), при этом в точках с наибольшим уровнем пульсаций в базовом канале разница составила 90-95%.

Табл. 2 – Сравнение величин параметров в ИСК по двум методам

	RANS			IDDES		
	Баз. канал	Канал с УПС	Δ , %	Баз. канал	Канал с УПС	Δ , %
v	0.9720	0.9811	+0.936	0.9748	0.9839	+0.934
$\Delta\bar{\sigma}_0$	5.106	2.248	-55.97	3.730	1.566	-58.02

Табл. 3 – Сравнение величины параметра ε в ИСК

	Базовый канал	Канал с щелью	Разница, %
ε	0.9833	0.5980	-39.18

В разделе 4.6 представлена оценка эффективности адаптивной системы отсоса пограничного слоя в сравнении с различными методами управления отрывом, которые применялись к криволинейному каналу M2129 в исследованиях других авторов. Сопоставление показывает, что предложенная система отсоса не уступает по эффективности, а в большинстве случаев превосходит их (табл. 4). Единственный способ, которому адаптивный отсос уступает по результативности,

– это схема «вдув-выдув». Однако в статье, посвященной этому способу, не указывается потребный расход, необходимый для работы предложенной системы, а также нет достаточного объема параметров, необходимых для повторения исследования. Собственные расчеты автора показывают, что метод «вдув-выдув» эффективен при расходе не менее 3% от расхода через основной канал и требует сложного алгоритма управления системой. В *разделе 4.7* сформулированы основные выводы по четвертой главе.

Табл. 4 – Оценка эффективности различных способов управления отрывом

Способ управления	Δv	$\Delta DC60$
Вихрегенераторы	0.75%	90.0%
Вихрегенераторы	0.44%	–
Оптимизация геометрии	0.47%	48.6%
Вихрегенераторы	0.17%	67.8%
Микроструи	1.13%	79.1%
Схема «вдув-выдув»	2.1%	96.5%
Адаптивная система УПС	0.94%	75.2%

Пятая глава посвящена результатам экспериментального исследования модели криволинейного канала с возможностью отбора пограничного слоя и сопоставлению с результатами численных расчетов. В *разделе 5.1* описана геометрия экспериментальной модели (рис. 9), которая является масштабированной версией канала, рассмотренного в главах 3 и 4. Для отбора пограничного слоя на нижней поверхности канала до начала предполагаемого отрыва организована щель, ширина которой регулируется при помощи вставок. В *разделе 5.2* описана методика проведения испытаний. Набегающий поток во время испытаний не моделировался, а расходы через канал и щель отбора пограничного слоя регулировались при помощи дроссельно-расходомерных устройств. В *разделе 5.3* описана методика обработки материалов испытаний.



Рис. 9 – Экспериментальная модель канала

В *разделе 5.4* представлены результаты испытаний. Дроссельные характеристики для геометрии канала показали характерное поведение

для воздухозаборных устройств летательных аппаратов: плавное снижение характеристик при росте расхода через канал и резкое падение величин в окрестности расхода, соответствующего режиму запираания канала. При испытаниях канала с различными щелями расход через канал фиксировался. Была обнаружена зависимость режима течения от предыстории. В случае, когда сначала устанавливался необходимый расход через канал, а затем через щель, характеристики на выходе из канала ухудшались по сравнению с уровнем для канала без щели. В случае, когда сначала устанавливался расход через щель, а потом через канал, характеристики, наоборот, улучшались, что больше соответствовало данным из главы 4 (рис. 10). Сделано предположение, что в первом случае при установлении выбранного расхода через канал возникает развитое отрывное течение, которое начинается, по-видимому, еще до щели из-за ее наличия. При отборе газа через щель газ забирается не из пограничного слоя, а из области возвратного течения, что приводит к увеличению интенсивности отрывной зоны и, соответственно, к ухудшению характеристик. Во втором случае система отбора пограничного слоя работает правильно, т.е. забирает газ из пограничного слоя, и отрыв не возникает, а характеристики растут. В правильном режиме работы системы все рассматриваемые щели позволяют получить выигрыш по сравнению с базовой геометрией канала, при этом щель, адаптированная под размер отрыва по предварительным расчетам, позволяет получить наибольший выигрыш при малых расходах газа через щель (до 1% от расхода через основной канал). Были проведены отдельные испытания для построения поверхностных линий тока методом сажемасляного покрытия. Сопоставление картин подтвердило наличие отрыва в базовом канале и его отсутствие при применении предложенной системы отсоса (рис. 11). Количественное сравнение параметров показало, что правильно работающая система позволяет получить выигрыш по величине потерь полного давления 1%, параметра окружной неравномерности – 48% и снизить амплитуду пульсаций полного давления на 57%.

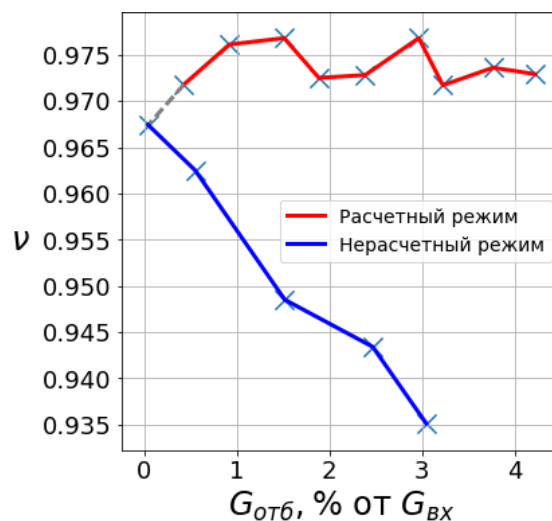


Рис. 10 – Два режима течения, обнаруженные в эксперименте



Рис. 11 – Линии тока вдоль поверхности для базового канала (слева) и правильного режима работы щели (справа)

В *разделе 5.5* сопоставлены результаты эксперимента и численных расчетов, проведенных для экспериментальной модели. Наблюдается качественное совпадение результатов. Количественное расхождение, как предполагается, связано с двумя причинами. Во-первых, в эксперименте наблюдалась существенная нестационарность течения, так как даже при удержании одного режима расходы через канал и щель могли изменяться на несколько процентов. Во-вторых, масштаб рассматриваемых структур может быть меньше расстояния между лучами измерительной гребенки, поэтому небольшое несоответствие размеров и положения этих структур в расчете и эксперименте может дать существенное различие численных значений, получаемых при обработке. В *разделе 5.6* кратко сформулированы выводы к главе.

Шестая глава посвящена двум задачам: предсказанию характеристик потока по основным геометрическим параметрам канала (создание суррогатной модели) и проверке работы адаптивной системы отсоса на каналах с различными соотношениями параметров. В *разделе 6.1* описана математическая постановка задачи. В задаче в установленных пределах варьируются четыре геометрических параметра (выходной диаметр канала, длина канала, отклонение средней линии и длина области нарастания пограничного слоя перед каналом) и расход воздуха на входе. План численного эксперимента содержит 256 точек, расположенных специальным образом, чтобы по каждой из переменных распределение расчетных точек было равномерно. В качестве выходных параметров рассматривались коэффициент восстановления полного давления, параметр окружной неравномерности и наличие/отсутствие отрыва.

В *разделе 6.2* представлены результаты корреляционного анализа между выходными и входными параметрами. В частности, показано, что вероятность возникновения отрыва в канале увеличивается при совокупном увеличении степени расширения канала и отклонения средней линии, что соответствует увеличению кривизны нижней поверхности канала. При этом длина канала благоприятно влияет на течение с точки зрения возникновения отрыва. Для предсказания отрыва применены различные регрессионные модели суррогатного моделирования, среди которых наименьшую абсолютную ошибку по величинам

коэффициента восстановления полного давления (0.009) и параметра окружной неравномерности (0.18) дает модель кригинга. Наличие/отсутствие отрыва в канале предсказывается с точностью 95%. Точность предсказания характеристик можно увеличить, если усложнить модель предсказания: сначала предсказывать характер течения (отрывное или безотрывное), а затем использовать модель, обученную только на соответствующих режимах.

В *разделе 6.3* для всех расчетных случаев из *раздела 6.2*, в которых возникает отрыв потока, применяется адаптивная система отсоса пограничного слоя, для того чтобы проверить ее эффективность на каналах с различными соотношениями геометрических параметров. В подавляющем большинстве случаев использование системы приводит к росту характеристик потока. Для случаев, где потери полного давления в базовом канале больше 0.01, коэффициент восстановления полного давления в среднем вырос на 0.9%, а параметр окружной неравномерности снизился на 36% (табл. 5). В случае наиболее успешного применения системы наблюдается в три раза большее улучшение: соответствующие величины составили 3% и 67% (табл. 6). В *разделе 6.4* кратко сформулированы выводы по шестой главе.

Табл. 5 – Среднее изменение параметров потока в измерительном сечении для расчетных случаев при условии $v < 0.99$ в базовом канале

	Базовый канал	Канал с системой отсоса	$\Delta, \%$
v	0.9734	0.9820	+0.88
$\Delta \bar{\sigma}_o$	2.677	1.707	-36.2

Табл. 6 – Случай с наибольшим ростом характеристик при применении адаптивной системы отсоса

	Базовый канал	Канал с системой отсоса	$\Delta, \%$
v	0.9591	0.9870	+2.91
$\Delta \bar{\sigma}_o$	5.448	1.776	-67.4

Седьмая глава посвящена возможным реализациям предложенной адаптивной системы отсоса. В *разделе 7.1* предложена модифицированная с учетом расхода газа через щель отсоса формула влияния коэффициента восстановления полного давления на дальность полета летательного аппарата. Например, при использовании системы с двигателем со степенью двуконтурности 8.5 для случая из *раздела 4.3* (расход через щель 1% от расхода через основной канал и выигрыш 1% по коэффициенту восстановления полного давления по сравнению с базовым каналом) теоретически дальность полета увеличивается на 1%. В этой оценке не учтено изменение трения и веса воздухозаборного устройства вследствие применения предлагаемой системы, так как эти величины зависят от конкретной модели летательного аппарата.

В *разделе 7.2* предложено несколько концептуальных схем реализации адаптивной системы отсоса. Единая щель отсоса заменяется рядом отверстий, так как в этом случае упрощается процесс регулировки системы. Этот процесс может осуществляться по данным датчиков трения (которые способны локально

детектировать изменение направления скорости, т.е. переход из безотрывного в отрывной режим) или по закону регулирования, зависящему от параметров двигателя и полета, который, например, можно построить по результатам предварительных численных расчетов. Регулировка расхода через систему отсоса может осуществляться за счет клапанов на щелях отсоса, клапана в самом канале отсоса или клапанов на отверстиях выброса газа во внешнее пространство. В *разделе 7.3* кратко сформулированы выводы по седьмой главе.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе получен результат, имеющий важное научное и практическое значение: предложен адаптивный метод управления отрывом в криволинейном канале воздухозаборника за счет отсоса пограничного слоя, адаптивность которого заключается в выборе геометрических параметров щели в соответствии с размерами и положением отрывной зоны.

Основные результаты работы:

1. Показано, что адаптация геометрии щели в системе отсоса к размерам отрыва в криволинейном канале позволяет получить больший выигрыш по характеристикам течения, чем применение щели без учета геометрии отрыва. Для базовой геометрии канала на основном режиме было достигнуто снижение абсолютной величины потерь полного давления на 1% и абсолютной величины параметра окружной неравномерности на 56%.
2. При помощи вихреразрешающего расчёта показано, что применение адаптивной системы управления пограничным слоем снижает амплитуду пульсаций полного давления в канале на 39%.
3. Показано, что предложенная система позволяет улучшить характеристики течения в широком диапазоне значений расхода воздуха через криволинейный канал ($q(\lambda) = 0.53 \div 0.72$).
4. Показано, что предложенная система работает в широком диапазоне геометрических параметров канала, позволяя получить выигрыш по абсолютной величине потерь полного давления до 3% и по абсолютной величине параметра окружной неравномерности до 67%.
5. В рамках экспериментальных исследований показано, что при применении системы отсоса пограничного слоя в криволинейном канале могут реализовываться два режима течения, один из которых улучшает характеристики потока на входе в двигатель, а второй – ухудшает.
6. В рамках экспериментальных исследований подтвержден положительный эффект применения предложенной системы отсоса, позволяющий получить выигрыш по абсолютной величине потерь полного давления 1%, по абсолютной величине параметра окружной неравномерности – 48% и снизить амплитуду пульсаций полного давления на 57%.

7. В рамках экспериментальных исследований подтверждена схема течения в канале, полученная в рамках численных расчетов.
8. Получены теоретические оценки влияния расхода воздуха через щель системы управления пограничным слоем и величины коэффициента восстановления полного давления в канале воздухозаборника на дальность полета летательного аппарата. Показано, что при применении адаптивной системы управления пограничным слоем к основному варианту криволинейного канала, рассматриваемого в диссертации, можно увеличить дальность полета летательного аппарата на 1%.

ПУБЛИКАЦИИ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Матяш И.С. Применение полуэмпирических критериев отрыва для верификации численного решения в задаче двумерного дозвукового турбулентного течения в криволинейном канале // Ученые записки ЦАГИ. – 2021. – Т. LII, № 4. – С. 34–46.
2. Матяш И.С. Об особенности трехмерного отрывного течения в осесимметричном канале криволинейной формы // Ученые записки ЦАГИ. – 2022. – Т. LIII, № 3. – С. 11–19.
3. Матяш И.С. Повышение эффективности работы системы отсоса пограничного слоя в криволинейном канале // Ученые записки ЦАГИ. – 2023. – Т. LIV, № 3. – С. 62–73.
4. Матяш И.С. Численный расчет пульсаций полного давления в криволинейном канале для оценки эффективности системы отсоса пограничного слоя // Ученые записки ЦАГИ. – 2024. – Т. LV, № 3. – С. 50–58.
5. Босняков С.М., Матяш И.С., Михайлов С.В. Численное исследование низкочастотных пульсаций в слое смещения струи натурной аэродинамической трубы и опыт применения струйных актуаторов для их подавления // Математическое моделирование. – 2021. – Т. 33, № 7. – С. 79–92.
6. Bosnyakov S.M., Bosnyakov I.S., Engulatova M.F., Matyash I.S., Mikhailov S.V., Podaruev V.Y., Volkov A.V. An effective high-order numerical method for solving the Reynolds equation system in the case of civil aircraft high lift wing // AIP Conference Proceedings. – 2020. – Vol. 2288. – P. 020003.
7. Troshin A., Matyash I., Mikhailov S. Reynolds stress model adjustments for separated flows // World Congress in computational Mechanics and ECCOMAS Congress: 14th, Virtual, Online. – 2021. – P. 1–12.
8. Troshin A., Matyash I., Matyash S., Mikhailov S., Wolkov A. A version of the SSG/LRR- ω turbulence model for separated flow predictions and its basic validation // AIP Conference Proceedings. – 2023. – Vol. 2504. – P. 030061.
9. Матяш И.С., Трошин А.И. Сравнение дифференциальных моделей для напряжений Рейнольдса в задаче о течении над периодическими холмами //

Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. – 2020.

10. Трошин А.И., Матяш И.С., Матяш С.В., Михайлов С.В., Волков А.В. Разработка модели турбулентности для описания отрывных течений и ее базовая валидация // Материалы XXXII научно-технической конференции по аэродинамике. – 2021.
11. Трошин А.И., Матяш И.С., Матяш С.В., Михайлов С.В. Применение и настройка дифференциальной модели для напряжений Рейнольдса в задачах с отрывами потока // Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов: Материалы Межотраслевой научно-технической конференции. – 2021.
12. Бахнэ С., Волков А.В., Трошин А.И., Матяш И.С., Матяш С.В. Метод расчета отрывных течений класса IDDES на основе модели турбулентности DRSM // XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Материалы докладов конференции. – 2022.
13. Горбовской В.С., Лаврухин Г.Н., Лысенков А.В., Матяш И.С., Савельев А.А., Шенкин А.В. Проблемы интеграции плоского сопла с компоновкой сверхзвукового пассажирского самолета с низким уровнем звукового удара // Международный конгресс по аэронавтике: Сборник тезисов. – 2023.
14. Matyash I.S. Implementation of the “adaptive” boundary layer suction for suppressing the separation in a curved duct // 22-St international conference on the methods of aerophysical research (ICMAR 2024): Abstracts. – 2024.
15. Lysenkov A.V., Gorbovskoy V.S., Lavrukhin G.N., Matyash I.S., Saveliev A.A., Shenkin A.V. A flat jet nozzle integration with the supersonic civil aircraft plane with a low level of sonic boom // 22-St international conference on the methods of aerophysical research (ICMAR 2024): Abstracts. – 2024.