

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

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, с.н.с.
Босняков Сергей Михайлович

Жуковский – 2024

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	11
1 Аналитический обзор источников литературы.....	12
2 Обоснование выбора расчетного метода для решения задачи расчета отрыва турбулентного потока вязкого газа от стенок гладкого криволинейного канала	21
2.1 Математическая постановка RANS для решения задачи моделирования течения в гладком криволинейном канале.....	21
2.1.1 Соотношения для записи модели турбулентности SST.....	23
2.1.2 Модель турбулентности SSG/LRR- ω класса DRSM	25
2.2 Математическая постановка SST-IDDES для решения задачи моделирования течения в гладком криволинейном канале.....	26
2.3 Тестовый пример: «Периодические холмы».....	29
2.3.1 Постановка задачи и условия численного расчета.....	29
2.3.2 Численный метод и граничные условия.....	31
2.3.3 Результаты численного расчета по модели SST	32
2.3.4 Результаты численного расчета по модели DRSM SSG/LRR- ω	35
2.3.5 Сравнение результатов расчетов с использованием двух моделей турбулентности	36
2.4 Тестовый пример «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением».....	38
2.4.1 Постановка задачи и условия численного расчета.....	38
2.4.2 Результаты численных расчетов	41
2.5 Выводы к главе 2.....	46
3 Численное исследование отрыва турбулентного потока вязкого газа в тестовом криволинейном канале воздухозаборника	48
3.1 Геометрия тестового канала и расчетная сетка	48

3.2	Математическая постановка задачи, начальные и граничные условия.....	50
3.3	Оценка точности расчета характеристик потока в тестовом криволинейном канале воздухозаборника.....	50
3.4	Анализ физических особенностей отрывного течения в тестовом криволинейном канале воздухозаборника.....	53
3.5	Критерий Бам-Зеликовича отрыва потока и возможность его применения к анализу результатов численного решения	59
3.6	Выводы к главе 3.....	63
4	Численное исследование влияния адаптивной системы отсоса пограничного слоя на отрывное течение в криволинейном канале	64
4.1	Математическая постановка задачи и граничные условия.....	64
4.2	Основные факторы, определяющие появление отрыва пограничного слоя в криволинейном канале	65
4.3	Исследование влияния угла раствора системы отсоса и режимов ее работы на уровень потерь полного давления в канале.....	67
4.4	Исследование влияния положения щели отсоса и режимов ее работы на уровень потерь полного давления в канале.....	73
4.5	Оценка влияния адаптивной системы отсоса пограничного слоя на пульсации полного давления в измерительном сечении канала...	80
4.6	Оценка эффективности адаптивной системы отсоса пограничного слоя по сравнению с другими способами управления отрывом в криволинейном канале.....	84
4.7	Выводы к главе 4.....	85
5	Экспериментальные исследования модели криволинейного канала с возможностью отбора пограничного слоя.....	86
5.1	Описание модели	86
5.2	Методика проведения испытаний	90
5.3	Методика обработки материалов испытаний	92
5.4	Анализ результатов испытаний.....	96

5.5	Сопоставление результатов экспериментальных испытаний и численных расчетов	115
5.6	Выводы к главе 5.....	122
6	Применение адаптивной системы отсоса пограничного слоя к каналам с различными соотношениями геометрических параметров и построение суррогатных моделей для предсказания характеристик потока	123
6.1	Геометрические и физические особенности постановки задачи. Математический план вычислительного эксперимента	123
6.2	Построение математической модели течения в криволинейном канале и анализ результатов	125
6.3	Опыт применения адаптивной системы отсоса для каналов с различными геометрическими параметрами.....	132
6.4	Выводы к главе 6.....	137
7	Возможная схема реализации системы адаптивного отсоса пограничного слоя в тестовом криволинейном канале воздухозаборника	138
7.1	Оценка влияния отсоса пограничного слоя в тестовом канале воздухозаборника на дальность полета летательного аппарата	138
7.2	Предложения по практической реализации концепции адаптивного отсоса пограничного слоя в криволинейном канале	141
7.3	Выводы к главе 7.....	146
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	147
	СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ ЛИТЕРАТУРЫ.....	149

ВВЕДЕНИЕ

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 неуставившимися 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. Наиболее значимые конференции:

- Европейский конгресс по численным методам в прикладных науках и технике (European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 11–15 января 2021 г., онлайн-конференция);
- XXVIII Всероссийская конференция с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды», г. Новосибирск, 20 – 24 сентября 2021 г.;
- XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям, г. Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2022 г.;
- Всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике, СЕАА», г. Светлогорск, 26 сентября – 1 октября 2022 г.;

- XXXIV научно-техническая конференция по аэродинамике, п. Володарского, 29 февраля – 1 марта 2024 г;
- XXII Международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2024), г. Новосибирск, 1 – 5 июля 2024 г.

Основные результаты работы **получены автором лично** и изложены в 15 научных публикациях, 5 из которых опубликованы в рецензируемых научных журналах, рекомендованных ВАК, 3 статьи в сборниках материалов конференций, представленных в изданиях, входящих в Scopus и 7 публикаций в сборниках материалов конференций. Наиболее значимые статьи:

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 смешения струи натурной аэродинамической трубы и опыт применения струйных актуаторов для их подавления // Математическое моделирование. – 2021. – Т. 33, № 7. – С. 79-92.

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 и детальное обсуждение результатов работы, Матяшу С.В. и Трошину А.И. – за консультации по расчетам методами LES, Ливерко Д.В. и коллективу ИЦ-60 – за помощь в организации экспериментальных исследований, Мешенникову П.А. – за помощь в изготовлении экспериментальной модели, Штину Р.А. – за помощь в построении суррогатных моделей, коллективу отдела №6 НИО-1 – за помощь в проведении численных расчетов и обсуждение их результатов, Лысенкову А.В. – за поддержку исследований, проведенных в рамках диссертационной работы, Енгулатовой М.Ф. – за помощь в оформлении текста диссертации и документов.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ЛА	–	летательный аппарат
ПС	–	пограничный слой
УПС	–	управление пограничным слоем
ВЗ	–	воздухозаборник
ИСК	–	измерительное сечение канала
RANS	–	Reynolds-averaged Navier-Stokes, уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу
SST	–	Shared Stress Transport, модель переноса сдвиговых напряжений
DRSM	–	Differential Reynolds Stress Model, дифференциальная модель для напряжений Рейнольдса
DNS	–	Direct Numerical Simulation, метод прямого численного моделирования
LES	–	Large Eddy Simulation, метод моделирования крупных вихрей
DES	–	Detached Eddy Simulation, метод моделирования отсоединенных вихрей
G_B	–	расход на входе в канал воздухозаборника
G_{BX}	–	расход на входе в двигатель (выходе из канала воздухозаборника)
$G_{отб}$	–	расход через систему отсоса
ν	–	коэффициент восстановления полного давления
$\Delta\sigma_o$	–	параметр окружной неравномерности
$q(\lambda)$	–	газодинамическая функция расхода

Нижние индексы:

«сеч»	–	осреднение по полному измерительному сечению канала
«греб»	–	осреднение по точкам измерительной гребенки размерностью 8 точек по окружности и 5 точек по радиусу

1 Аналитический обзор источников литературы

Предлагаемая диссертационная работа основывается на многолетнем опыте проведения исследований в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ), обладающем мощной экспериментальной и вычислительной базами. В 2016 и 2017 гг. опубликованы сборники статей [1-2], в которых демонстрируется многообразие научных направлений и высокий уровень работ, выполняемых в ЦАГИ. Они являются наглядным отображением той научной среды, в которой формировалось мировоззрение автора данной работы. Следует отметить, что предлагаемая диссертация выполнена на стыке двух направлений – расчетного и экспериментального – и является продолжением многочисленных теоретических и прикладных исследований различных элементов компоновки летательного аппарата (ЛА).

Данная диссертационная работа посвящена численному исследованию течения в криволинейном канале. Методика указанного исследования включает в себя широкий круг понятий, связанных с вопросами моделирования и разрешения физических особенностей течения, а также методов оценки точности результатов. Существуют разные подходы к созданию методики. В данной работе методика после её разработки апробируется на простых тестовых случаях, а затем применяется непосредственно к объекту исследования.

В основе работы лежат актуальные проблемы расширения границ устойчивой работы двигателя и повышения топливной эффективности. «Классическая» компоновка ЛА (включающая в себя цилиндрический фюзеляж и двигатели, располагаемые на пилонах под крыльями) является хорошо проработанной и имеет высокий уровень оптимизации отдельных элементов. Поэтому для дальнейшего расширения границ устойчивой работы двигателя и повышения топливной эффективности появляется необходимость поиска решений в других компоновочных вариантах. Одно из таких решений, популярное на данный момент, – схема типа «летающее крыло» с верхним расположением силовой установки (рисунок 1.1), которая предпочтительна, в том числе, и с точки зрения снижения шума двигателя за счет экранирования при помощи верхних поверхностей крыльев/фюзеляжа.



Рисунок 1.1 – Самолет схемы типа «летающее крыло», Airbus ZEROe
(URL: <http://www.tourweek.ru/articles/transport/313826>)

Междисциплинарные исследования указанной компоновки показывают, что наиболее перспективным является расположение двигателей в хвостовой части ЛА. В таком случае возможны два варианта интеграции силовой установки: размещенной на пилоне (рисунки 1.2-1.3, [3-4]) и «утопленной» в планере (рисунки 1.4-1.5, [5]). В первом случае пограничный слой (ПС) не попадает на вход в двигатель и реализуются схожие условия работы двигателя, как при размещении по «классической» схеме «двигатель на пилоне под крылом». При этом, при увеличении угла атаки и недостаточной высоте пилона на вход в двигатель может попасть как ПС, высота которого с увеличением угла атаки также растет, так и газ с пониженным полным давлением, вызванным возможными отрывными явлениями. Во втором случае пилон отсутствует, что, с одной стороны, позволяет подавать на вход в воздухозаборник (ВЗ) ПС, наросший на фюзеляже/крыле, а, с другой стороны, обеспечивать свободное истечение струй без взаимодействия с фюзеляжем и управляющими плоскостями.



Рисунок 1.2 – Самолет схемы типа «летающее крыло»,
с расположением силовой установки на пилоне, Boeing BWB [3]

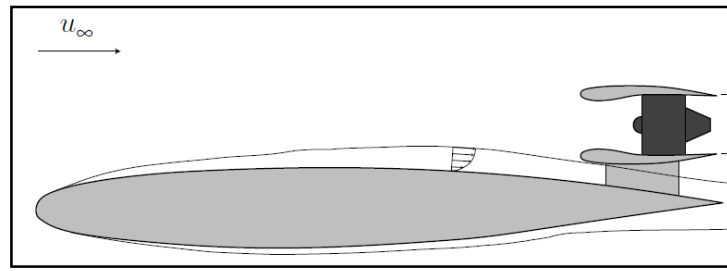


Рисунок 1.3 – Схема размещения силовой установки в хвостовой части на пилоне [4]



Рисунок 1.4 – Самолет схемы типа «летающее крыло» с «утопленным двигателем», KLM and TU Delft [5]

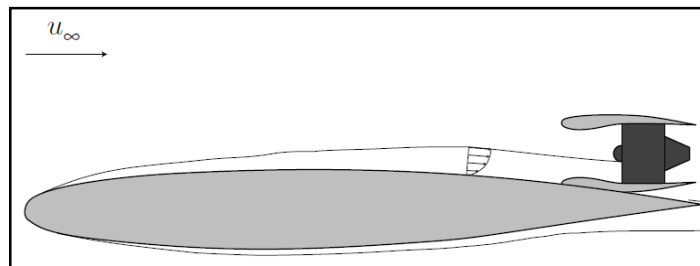


Рисунок 1.5 – Схема размещения силовой установки в хвостовой части без пилонa [4]

При «утопленном» расположении силовой установки конфигурация ВЗ представляет собой так называемый S-образный криволинейный канал (рисунок 1.6, [5]).

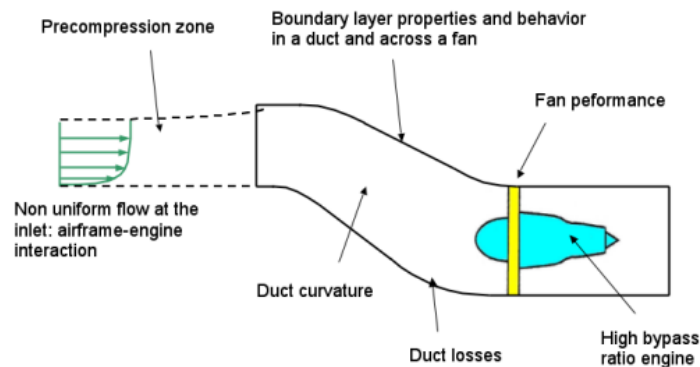


Рисунок 1.6 – Криволинейный канал с попадающим в него ПС [5]

В большинстве случаев использование ВЗ подобного типа приводит к повышенным потерям полного давления и высокому уровню неравномерности потока, отрицательно влияющим на устойчивость работы двигателя. Действительно, существенные градиенты статического давления на нижней поверхности канала зачастую приводят к отрыву. Этой проблеме посвящено несколько научных работ, среди которых стоит выделить расчетно-экспериментальные исследования отрывных зон в тестовых криволинейных каналах ВЗ [6-7]. Следует отметить, что при проведении таких расчетов учитывается тот фактор, что выбор метода определяет правильность моделирования исследуемого явления. Считается, что методы RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) [8] в настоящее время хорошо разработаны и достигли уровня промышленного применения. Тем не менее, при моделировании некоторых физических явлений, например, отрыва потока (который изучается в данной диссертации), точность расчета указанными методами существенно снижается. Действительно, дифференциальные модели турбулентности, разработанные в приближении Буссинеска [9], настроены на решение узкого класса задач, например, [10]. Их применение возможно в рамках зонального подхода. Например, известная модель $(k - \omega)$ [11] дает достаточно точные результаты в пристеночных областях, где имеется развитый турбулентный ПС. Другая известная модель турбулентности $(k - \varepsilon)$ [12] применяется в слоях смешения. Одним из наилучших предложений, востребованных на практике, является комбинированная модель SST (Shared Stress Transport, [13-14]), в которой реализуется плавный переход от модели турбулентности $(k - \omega)$ к модели $(k - \varepsilon)$ в зависимости от функции «удаленности» от твердых поверхностей.

Общей проблемой перечисленных выше дифференциальных моделей турбулентности является низкая точность расчета в отрывных зонах, так как отрыв зарождается в глубине ПС, где турбулентность не изотропна. Изучению этой проблемы посвящено несколько теоретических работ, например, [15-16]. В настоящее время считается перспективным применение более сложных

моделей. В частности, большие надежды возлагаются на модели класса DRSM (Differential Reynolds Stress Model) [17-20], в которых решаются уравнения для каждой компоненты тензора напряжений Рейнольдса. Это позволяет учитывать анизотропию турбулентности и надеяться на более точное описание отрывных течений.

Как уже упоминалось, возникновение отрыва в криволинейном канале приводит к падению величины коэффициента восстановления полного давления и к росту параметра окружной неравномерности, которые являются основными интегральными величинами, характеризующими течение на входе в двигатель [21]. Еще одним параметром, описывающим нестационарность течения, является уровень пульсаций полного давления ε . Предположения, используемые при формулировке системы уравнений RANS, не позволяют воспроизводить эту величину. Наиболее корректным методом, позволяющим описывать нестационарные течения, является DNS (Direct Numerical Simulation). Однако необходимость воспроизведения турбулентных структур всех масштабов делает этот метод очень затратным с точки зрения вычислительных ресурсов. На данный момент требования к ресурсам, предъявляемые при использовании DNS, делают его неприменимым для решения практических задач [22]. В связи с этим, хорошей альтернативой являются методы моделирования крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation), в которых крупные вихри воспроизводятся численно, а мелкие – при помощи замыкающих моделей, например, Смагоринского [23]. Однако при наличии в задаче ПС, в котором размер турбулентных структур связан с расстоянием до стенки и, соответственно, уменьшается при приближении к стенке, проблема требовательности к ресурсам компьютера остается достаточно острой. Как компромисс, предложена идея использования преимуществ RANS вблизи стенки и LES в свободном потоке, т.е. создания гибридных RANS-LES моделей. Возможность оценки нестационарных характеристик течения моделями этого класса показана в [24-25]. Развитие одного из таких подходов, заключающихся в моделировании отсоединенных вихрей DES (Detached Eddy Simulation [26]), привело к созданию улучшенного метода IDDES (Improved

Delayed Detached Eddy Simulation [27]), уточняющего расчет внутри ПС путём разрешения в нём части крупных вихрей. Этот метод дополнен механизмами генератора синтетической турбулентности [28-29] и форсинга [30-32].

Однако реальное качество всех перечисленных в обзоре моделей и методов для решения сформулированных в диссертации задач остается под вопросом. Более того, часть методов нуждается в индивидуальной настройке. Чтобы внести ясность в этот вопрос, в диссертации вводится специальный раздел, где все планируемые к использованию модели турбулентности проверяются на примере известных тестов. Это позволяет в дальнейшем работать с пониманием ожидаемого уровня погрешностей расчета.

Актуальной является задача разработки методов управления отрывом потока для снижения уровня потерь полного давления на входе в двигатель. П. Чжен одним из первых обобщил имеющиеся на тот момент исследования по указанной проблеме в своих монографиях как по теории отрыва [33], так и по способам управления им [34]. Более современный обзор по этой тематике можно найти в работе [35]. Стоит отметить вклад отечественных исследователей, занимавшихся развитием методов управления отрывом потока [36-49]. По существующей классификации все методы принято делить на два класса: пассивные (без подвода энергии) и активные (с подводом энергии). Среди пассивных предпочтительной является оптимизация геометрической формы канала как единственная возможность улучшить характеристики течения без добавления дополнительных элементов конструкции (например, [50-51]). Однако конструкционные ограничения не всегда позволяют достичь желаемого результата. Более простым является применение вихрегенераторов (например, [52-57]), которые позволяют увеличить уровень турбулентности в ПС. Это приводит к более позднему отрыву потока или полному его отсутствию. Минусом указанного способа является увеличение сопротивления и, как следствие, потерь в пристеночной области. Кроме того, вихрегенераторы приводят к росту пульсаций полного давления. Другим способом управления потоком является подход с установкой пластин, разделяющих отрывную область и «чистый» поток.

Это благоприятно сказывается на течении (например, [58-59]). Среди негативных факторов стоит отметить увеличение трения на установленной пластине и возникновение краевых эффектов. К методам активного управления отрывом относятся отсос и вдув газа в ПС. Часто используют сочетание отсоса и вдува, а также локальный нагрев или отвод тепла. Отсос ПС позволяет предотвратить отрыв за счет уменьшения толщины ПС. В 70-х годах в ЦАГИ был выпущен ряд теоретических работ, посвященных влиянию отсоса ПС на отрыв [60-63]. Есть и более современные работы по его применению (например, [64]). Этот метод широко применяется в сверхзвуковых ВЗ (например, [65]). Известны примеры, когда отсос используется перед каналом ВЗ [66]. Однако опыт его применения непосредственно в криволинейных каналах встречается достаточно редко. Автором обнаружена только одна работа [67], в которой экспериментально рассмотрен этот способ управления отрывом, и, несмотря на положительный результат, дальнейшего применения не наблюдалось. К минусам такого подхода относятся необходимость организации системы выброса излишков воздуха за пределы ЛА и уменьшение расхода газа через двигатель. Вдув газа в ПС позволяет увеличить турбулентность в пристеночном слое газа, а также преодолеть неблагоприятный градиент давления за счет добавочного импульса. В основном этот способ реализуется в виде микро-струй [56,68]. Среди негативных факторов в этом случае можно отметить необходимость организации системы вдува. Система вдува-отсоса позволяет потоку безотрывно преодолевать наиболее неблагоприятные участки канала, не увеличивая при этом расход газа в канале в целом [69]. Сложность заключается в технической реализации указанной системы и необходимости больших расходов через нее. Передача или отвод тепла от стенки позволяет наряду с отсосом-вдувом избавиться от неблагоприятных градиентов давления. Однако система получается сложной и не используется на практике. По этой причине в диссертации ставится задача разработки альтернативной системы адаптивного управления ПС путем отсоса в криволинейном канале (в дальнейшем будем называть ее адаптивной системой УПС) с целью ее применения на практике.

На этапе проектирования актуальным является вопрос применения простых эмпирических моделей, позволяющих быстро оценить характеристики течения в канале. В этом случае может быть полезным применение как современных методов регрессионного анализа [70], которые по имеющейся базе решений могут с высокой точностью предсказывать наличие отрыва по основным геометрическим параметрам канала, так и давно известных критериев отрыва, например, Бам-Зеликовича [71], который позволяет геометрически выделить отрывную область, что упрощает выбор места для расположения исследуемой системы управления отрывом. Работы по применению методов суррогатного моделирования уже ведутся (например, [72-73]), что подтверждает актуальность таких исследований.

Важным фактором является оценка эффективности исследуемого метода управления отрывом. В данной работе рассматривается влияние отрыва ПС в канале на такой параметр, как дальность полета ЛА. Например, в работе [74] приводится теоретическая оценка того, как выигрыш по коэффициенту восстановления полного давления γ на входе в двигатель сказывается на дальности полета самолета. В дополнение к этому, в работе [75] приведены результаты численных расчетов того, как снижение потерь полного давления сказывается на величине тяги и удельного расхода топлива. Указанный опыт реализован в специальном разделе диссертации, где обосновывается возможность получения положительного эффекта при использовании адаптивной системы УПС.

По результатам обзора источников литературы можно сформулировать основные направления работы в данной диссертации:

- 1) Выбор численного метода для решения задач с возникающим отрывом потока;
- 2) Исследование физических особенностей отрывного течения в криволинейном канале с применением численных, аналитических и экспериментальных подходов;

- 3) Исследование влияния предлагаемого метода управления отрывом на характер течения в канале и на характеристики потока в измерительном сечении;
- 4) Предложения по практическому применению результатов работы.

2 Обоснование выбора расчетного метода для решения задачи расчета отрыва турбулентного потока вязкого газа от стенок гладкого криволинейного канала

В данной диссертации значительное внимание уделяется изучению отрыва вязкого турбулентного потока с гладкой поверхности криволинейного канала. В настоящее время хорошо изучены методы моделирования течений указанного класса, включая экспериментальные, аналитические и численные. Несмотря на привлекательность аналитических подходов и надежность эксперимента, в литературе чаще других встречаются методы, разработанные для компьютеров, в частности, полученные с применением осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS). Известно, что уравнения Рейнольдса незамкнуты и требуют привлечения той или иной модели турбулентности. В данной работе на основе анализа многочисленных статей выбор сделан в пользу модели SST, базирующейся на гипотезе Буссинеска об изотропности турбулентности. Тем не менее, последние исследования показывают, что существуют более точные подходы в рамках теории напряжений Рейнольдса (RSM), которые реализованы в виде дифференциальных моделей класса DRSM. Указанные модели позволяют учитывать анизотропию турбулентности, а также демонстрируют наилучшие результаты при расчете отрывов для уравнений RANS. Отдельно следует отметить методы, сформулированные в рамках подхода «крупных вихрей». Они позволяют моделировать задачи вихревого следа и свободной турбулентности в неограниченном потоке. При наличии твердых границ применяются подходы класса IDDES, которые в узкой пристеночной области ПС используют методы RANS, а во внешней его части и в свободном пространстве – методы LES.

2.1 Математическая постановка RANS для решения задачи моделирования течения в гладком криволинейном канале

Система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), записывается в виде:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_j^{Eu}}{\partial x_j} + \frac{\partial \mathbf{f}_j^{NS}}{\partial x_j} = \mathbf{s},$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ \rho E \\ \rho p_m^t \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f}_j^{Eu} = \begin{bmatrix} \rho u_j \\ \rho u_i u_j + p \delta_{ij} \\ (\rho E + p) u_j \\ \rho p_m^t u_j \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f}_j^{NS} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} + \tau_t \\ (\tau_{ij} + \tau_t) u_i + (q_j + q_t) \\ J_j(p_m^t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{s} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ S(p_m^t) \end{bmatrix}.$$

Здесь $\mathbf{u}$ – вектор консервативных переменных, $\mathbf{f}_j^{Eu}$ – поток вектора $\mathbf{u}$ в направлении декартовой оси x_j ($x_1 = x, x_2 = y, x_3 = z$), связанный с конвекцией и силами давления, $\mathbf{f}_j^{NS}$ – поток вектора $\mathbf{u}$ в направлении декартовой оси x_j , связанный с молекулярной диффузией и турбулентными пульсациями, $\mathbf{s}$ – вектор источников членов. u_i – компоненты скорости, ρ – плотность, p – давление. При этом $E = (u_i u_i)/2 + k + h - p/\rho$ – полная энергия единицы массы газа (h – энтальпия (суммирование ведётся по повторяющимся индексам), k – кинетическая энергия). $\tau_{ij} = -\mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right]$, $\tau_t = \rho \widetilde{u_i'' u_j''}$ – соответственно, молекулярный и турбулентный потоки i -й компоненты импульса вдоль оси x_j (μ – коэффициент молекулярной вязкости). $q_j = -\frac{\mu}{Pr} c_p \frac{\partial T}{\partial x_j}$, $q_t = \rho c_p \widetilde{T'' u_j''}$ – молекулярный и турбулентный потоки тепла вдоль оси x_j (число Прандтля $Pr = 0.72$). $J_j(p_m^t)$ – суммарный поток параметра турбулентности p_m^t в направлении оси x_j . $S(p_m^t)$ – источниковые члены в уравнениях для параметров турбулентности. Для замыкания системы RANS используются уравнения состояния газа Менделеева-Клапейрона $p = \rho R T / m$ (R – универсальная газовая постоянная, m – молекулярный вес газа) и формула Сазерленда $\mu = 1.72 \cdot 10^{-5} \cdot \left(\frac{T}{273} \right)^{1.5} \frac{273 + 122}{T + 122} \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}$. Выражения для суммарных потоков и

источниковых членов записываются с помощью выбранной модели турбулентности.

Решается краевая задача с известными начальными и граничными условиями. Решение получается методом установления по времени. В начальный момент во всем пространстве задаются параметры набегающего потока. На твердых границах выполняется условие прилипания. На выходе задается расход газа и применяется экстраполяция параметров потока изнутри расчетной области во внешнее пространство. В том случае, когда имеются внешние границы, применяются инварианты Римана. При этом границы отодвигаются на максимально возможное расстояние. В тех случаях, когда важно получать корректное во времени нестационарное решение, продвижение осуществляется с временными шагами, удовлетворяющими ограничениям по числу Куранта ($Cu < 1$) в ядре потока. Для получения установившегося и не зависящего от времени решения (финальная стадия) применяются большие шаги ($Cu > 1000$) при условии выполнения условия устойчивости численного алгоритма. В тех случаях, когда установившееся решение вследствие физических факторов не получается стационарным, проводится осреднение и в качестве решения используется средняя величина, полученная в результате процедуры сбора статистики.

Ниже приведены подробные записи двух моделей турбулентности, используемых в диссертации.

2.1.1 Соотношения для записи модели турбулентности SST

В рамках модели турбулентности SST, предложенной Ф.Р. Ментером [14], решаются дифференциальные уравнения для кинетической энергии турбулентности $p_1^t = k = \widetilde{u_i'' u_i''} / 2$ и характерной частоты турбулентных пульсаций скорости $p_2^t = \omega$. Турбулентные потоки импульса и тепла определяются выражениями:

$$\rho_t = \rho \widetilde{u_i'' u_i''} = \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} - \mu_t \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right], \quad q_t = \rho c_p \widetilde{T'' u_j''} = - \frac{\mu_t}{Pr_t} c_p \frac{\partial T}{\partial x_j},$$

где турбулентное число Прандтля $Pr_t = 0.9$. Турбулентная вязкость задается формулой:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \cdot \left\{ \max \left(1, \frac{S F_2}{a_1 \omega} \right) \right\}^{-1},$$

$$\text{где} \quad a_1 = 0.31, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad F_2 = \text{th}(\arg_2^2),$$

$$\arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{C_\mu \omega d_w}, \frac{500\mu}{\rho d_w^2 \omega} \right), \quad C_\mu = 0.09, \quad d_w - \text{расстояние до ближайшей стенки.}$$

Потоки параметров турбулентности можно записать в виде:

$$J_j(k) = -(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j}, \quad J_j(\omega) = -(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j}.$$

Источниковые члены определяются следующим образом:

$$S(k) = P_k - \frac{\rho \sqrt{k^3}}{l_{RANS}}, \quad S(\omega) = \alpha \frac{\rho}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) CD,$$

$$\text{где} \quad P_k = \min(\mu_t S^2, 10 C_\mu \rho k \omega), \quad l_{RANS} = \sqrt{k} / (C_\mu \omega), \quad CD = 2 \rho \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j},$$

$$F_1 = \text{th}(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{c_\mu \omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_\omega k}{\max(CD, 10^{-10}) d_w^2} \right]. \quad F_1 \quad \text{и} \quad F_2 -$$

переходные функции, значения которых стремятся к 1 у твердой поверхности и к 0 при удалении от стенок. Эмпирические коэффициенты α , β , σ_k , σ_ω модели SST рассчитываются по формуле $\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1)$, где ϕ – любой из выше указанных коэффициентов. Значения ϕ_1 и ϕ_2 для каждого коэффициента указаны в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Эмпирические коэффициенты модели SST

Коэффициент ϕ	α	β	σ_k	σ_ω
Значение ϕ_1	5/9	0.075	0.85	0.5
Значение ϕ_2	0.44	0.0828	1.0	0.856

2.1.2 Модель турбулентности SSG/LRR- ω класса DRSM

В рамках данной модели решаются дифференциальные уравнения для всех 6 независимых компонент тензора напряжений Рейнольдса $R_{ij} = \overline{u_i'' u_j''}$ и характерной частоты турбулентных пульсаций скорости ω [19-20]. Турбулентные диффузионные потоки тепла рассчитываются по формуле:

$$\rho c_p \overline{T'' u_k''} = -\frac{C_\mu}{Pr_t} \rho \frac{k^2}{\varepsilon} c_p \frac{\partial T}{\partial x_k},$$

где $k = R_{ii}/2$ – кинетическая энергия турбулентности, $\varepsilon = C_\mu k \omega$ – скорость диссипации кинетической энергии турбулентности, $C_\mu = 0.09$. Для расчета потоков параметров турбулентности применяются следующие уравнения:

$$J_k(R_{ij}) = -\mu \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_k} - D \frac{k}{\varepsilon} \rho R_{kl} \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_l}, \quad J_j(\omega) = -\mu \frac{\partial \omega}{\partial x_k} - C_\omega \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \frac{\partial \omega}{\partial x_k},$$

Источниковые члены модели описываются следующими соотношениями:

$$S(R_{ij}) = \rho \left(P_{ij} + \Pi_{ij} - \frac{2}{3} \varepsilon \delta_{ij} \right), \quad S(\omega) = \rho \frac{\omega}{k} (a_\omega P - \beta_\omega k \omega) + \sigma_d \frac{\rho}{\omega} \max \left(\frac{\partial k}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k}, 0 \right),$$

где разделяют параметры $P_{ij} = -R_{ik} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} - R_{jk} \frac{\partial u_i}{\partial x_k}$ – производство R_{ik} и $P = -R_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$ – производство кинетической энергии турбулентности. При этом $\Pi_{ij} = 2 \overline{p' S'_{ij}}$ – обменный член, описывающий перераспределение энергии между пульсациями компонент скорости. Указанное выражение имеет вид:

$$\begin{aligned} \Pi_{ij} = & -(C_1 \varepsilon + C_1^* P) + C_2 \varepsilon \left(a_{ik} a_{kj} - \frac{1}{3} A_2 \delta_{ij} \right) + (C_3 - C_3^* \sqrt{A_2}) k S_{ij}^* + \\ & + C_4 k \left(a_{ik} S_{kj} + S_{ik} a_{kj} - \frac{2}{3} a_{kl} S_{kl} \delta_{ij} \right) + C_5 k (\Omega_{ik} a_{kj} - a_{ik} \Omega_{kj}), \end{aligned}$$

где $a_{ij} = \frac{R_{ij}}{k} - \frac{2}{3}\delta_{ij}$ – тензор анизотропии напряжений Рейнольдса, $A_2 = a_{ij}a_{ij}$,

$$S_{ij}^* = S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \delta_{ij}, \quad \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right). \quad \text{Коэффициенты вышеприведенных}$$

уравнениях изменяются по аналогии с SST. Если в SST идет переключение между моделью $k-\omega$ у твердых поверхностей и моделью $k-\varepsilon$ в свободном потоке, то в SSG/LRR- ω аналогичным способом идет переключение между моделями LRR и SSG. Переключение между коэффициентами также идет по формуле из модели SST, значения коэффициентов представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Эмпирические коэффициенты модели SSG/LRR- ω

Коэффициент ϕ	C_1	C_1^*	C_2	C_3	C_3^*	C_4
Значение ϕ_1	1.8	0	0	0.8	0	267/275
Значение ϕ_2	1.7	0.9	1.05	0.8	0.65	0.625
Коэффициент ϕ	C_5	α_ω	β_ω	D	σ_ω	σ_d
Значение ϕ_1	159/275	0.5556	0.075	0.0675	0.5	0
Значение ϕ_2	0.2	0.44	0.0828	0.22	0.856	1.712

2.2 Математическая постановка SST-IDDES для решения задачи моделирования течения в гладком криволинейном канале

Метод IDDES (Improved Delayed Detached Eddy Simulation) является модификацией метода DES (Detached Eddy Simulation) и относится к классу гибридных RANS-LES методов [27]. Основная идея метода моделирования крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation) заключается в выделении из характеристик реального турбулентного течения «отфильтрованной» части по коротковолновым неоднородностям, что аналогично пространственному осреднению в областях, размер которых имеет порядок размеров фильтра. В постановке LES можно выделить «отфильтрованные» и «подсеточные» составляющие, а система уравнений LES записывается следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k)}{\partial x_k} = 0, \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_k)}{\partial x_k} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial(\tau_{ik} + \tau_{SGS,ik})}{\partial x_k}, \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k H)}{\partial x_k} = -\frac{\partial[-u_i(\tau_{ik} + \tau_{SGS,ik}) + (q_k + q_{SGS,ik})]}{\partial x_k}. \end{cases}$$

Формально, системы уравнений RANS и LES очень похожи друг на друга. Отличие заключается в правых частях уравнений импульса и энергии. В уравнениях LES дополнительные слагаемые имеют индекс SGS (Sub-Grid Scale), в то время как в уравнениях RANS стоит индекс t (turbulent). С физической точки зрения, разница заключается в следующем: в системе уравнений RANS дополнительные члены описывают вклад турбулентных структур всех масштабов в течение, а в системе уравнений LES дополнительные члены моделируют вклад только мелких вихрей (размером меньше выбранного фильтра). То есть метод LES воспроизводит (разрешает) крупномасштабные вихри напрямую, тогда как RANS моделирует их осреднённое по времени поведение, хотя они не подчиняются каким-либо универсальным законам.

Также необходимо отметить существенный недостаток метода LES. Дело в том, что в пристеночных областях размеры турбулентных вихрей определяются расстоянием до стенки. При приближении к стенке размеры крупнейших вихрей также уменьшаются, что требует измельчения сетки для их «разрешения» при получении решения. Такие требования делают данный метод непригодным для большинства практических задач из-за «неподъёмных» вычислительных затрат. Вследствие этого были созданы гибридные RANS-LES модели, где в пристеночной области решается система уравнений RANS, что существенно снижает требования к расчетной сетке, а в остальной области решается система уравнений LES. Отдельным удобством можно назвать тот факт, что эти две системы уравнений записываются аналогично, и если в качестве подсеточной модели использовать модель турбулентности, замыкающую систему уравнений RANS, а в качестве фильтра – размеры ячейки расчетной сетки, то

для программной реализации можно сформулировать единую систему уравнений. Таким образом, система уравнений, используемая в подходе SST-IDDES, аналогична SST-RANS. Модифицируется лишь источниковый член в уравнении кинетической энергии турбулентности (см. раздел 2.1.1):

$$S(k) = P_k - \frac{\rho \sqrt{k}^3}{l_{IDDES}}, \quad l_{IDDES} = \tilde{f}_d l_{RANS} + (1 - \tilde{f}_d) l_{LES},$$

где $\tilde{f}_d$ – переходная функция, $l_{LES} = C_{DES} \Delta$, Δ – подсеточный масштаб турбулентности, $C_{DES} = 0.56$.

Переходная функция $\tilde{f}_d$ работает переключателем между RANS- и IDDES-режимами. Ее значение зависит от параметров турбулентной вязкости и размеров

сетки: $\tilde{f}_d = \max\{\text{th}((C_{dt1} r_{dt})^{C_{dt2}}), f_b\}$, $r_{dt} = \frac{v_t}{k^2 d_{wall}^2 \sqrt{(s^2 + \Omega^2)/2}}$, $\Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$,

$C_{dt1} = 20$, $C_{dt2} = 3$, $f_b = \min(2e^{-9\alpha^2}, 1)$, $\alpha = 0.25 - d_{wall}/h_{\max}$, $h_{\max}$ – максимальная длина ребра в данной ячейке. Для подсеточного масштаба длины используется выражение:

$$\Delta = \min(0.15 \cdot \max(d_{wall}, h_{\max}), \Delta_{SLA}),$$

где Δ_{SLA} – параметр, позволяющий в начале области смещения развиваться случайным нестационарным возмущениям [76].

При расчете методом IDDES в качестве начального решения используется поле параметров, полученное в рамках предварительного RANS-расчета. Граничные условия аналогичны применяемым в RANS-постановке. Для перевода ПС в нестационарный режим применяется так называемый «генератор синтетической турбулентности» [28]. Суть его работы заключается в следующем: в выбранном слое ячеек вносятся возмущения скорости, которые добавляются к среднему полю течения. Амплитуда возмущений зависит от величины компонент тензора напряжений Рейнольдса, а сами возмущения складываются из случайно направленных сгенерированных мод. Энергетический спектр пульсации соответствует спектру Кармана. Введение пульсаций в поток

генератором переводит уравнения из RANS-режима в LES-режим. Для получения решения сначала расчет ведется до достижения некоторого квазипериодического нестационарного процесса, а затем проводится осреднение на протяжении нескольких характерных периодов для получения осредненных и пульсационных характеристик. Шаг по времени в задаче подбирается таким образом, чтобы разрешить интересующие особенности течения. Так, в области отрывного течения поток за один шаг по времени должен пройти не более одной ячейки. Автором была выполнена программная реализация данного «генератора» и включена в пакет прикладных программ EWT («Electronic Wind Tunnel», ЦАГИ). О составе пакета EWT достаточно подробно изложено во введении к статье [77].

2.3 Тестовый пример: «Периодические холмы»

Задача «Периодические холмы» является хорошим тестом для исследования различных методов расчета отрывных течений. Это связано с тем, что по данной проблеме имеется большой объем экспериментальных и расчетных данных. В задаче исследуется обтекание последовательно расположенных холмов. Форма холмов и расстояние между ними одинаковые. При определенном сочетании параметров набегающего потока и геометрии задачи реализуется отрывное течение у гладкой поверхности вблизи вершины каждого холма. Затем поток присоединяется в пространстве между холмами.

2.3.1 Постановка задачи и условия численного расчета

Общий вид расчетной области представлен на рисунке 2.1. Геометрия холма задается набором кубических сплайнов. Высота холма $h = 4.74$ мм, холм симметричен. Вход и выход из расчетной области (плоскости $x = 0$ и $x = 9h$, проходящие через вершины соседних холмов) связаны периодическими граничными условиями (г.у.). На боковых границах также ставится периодическое граничное условие.

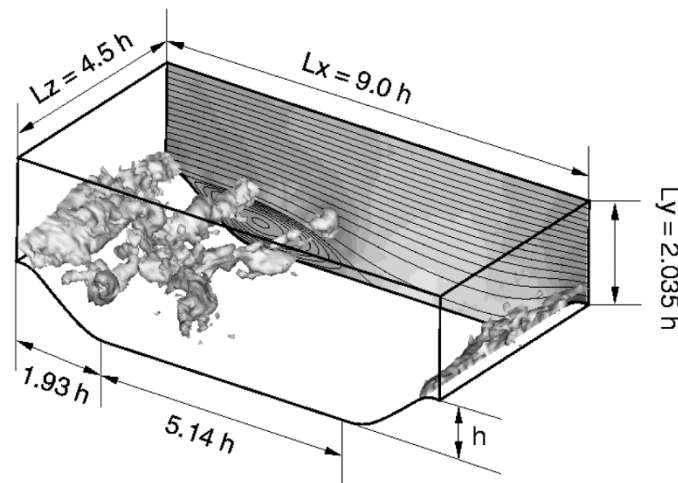


Рисунок 2.1 – Схема расчетной области (из [78])

Осредненное по времени решение можно считать двумерным, поэтому исследуется именно двумерная постановка. В расчетных модулях ZEUS и zFlare программного комплекса EWT-ЦАГИ [77,79-82], разрабатываемого в Отделении аэродинамики силовых установок, которые используются в настоящей работе, реализованы только трехмерные алгоритмы. В связи с этим двумерная постановка реализуется квазитрехмерным образом (одна расчётная ячейка поперёк потока).

На верхней и нижней стенке газ прилипает к стенке, и образуются пограничные слои. Так как расчетная область замкнута сама на себя (вход и выход связаны также периодическими г.у.), то, без введения дополнительных сил, течение газа со временем прекратится из-за потерь энергии на трение. Для того чтобы поддерживать постоянный режим течения (компенсировать потери на трение), в задачу вводится наложенный градиент давления. При этом появляется необходимость отвода тепла, возникающего из-за трения, поэтому на верхней и нижней стенке канала реализуется г.у. стенки с прилипанием при постоянной температуре.

В открытом доступе по данному тесту имеются данные для различных чисел Рейнольдса [83-84]. В данном исследовании выбран режим с максимальным числом $Re = 37000$, для которого имеются экспериментальные и расчетные результаты, как случай с наиболее развитой турбулентностью. Параметры газа: $R = 287.07$ Дж/кг·К, постоянная адиабаты $\gamma = 1.4$, число Прандтля $Pr = 0.71$, динамический коэффициент молекулярной вязкости зафиксирован на значении

$\mu = 5.26 \cdot 10^{-6}$ Па·с. Начальные условия задаются в виде однородного потока (предыдущие исследования показали независимость получаемого решения от начального приближения): $\rho = 1.19$ кг/м³, $p = 101325$ Па, $U_b = 34.526$ м/с, $V = W = 0$. Начальная скорость U_b совпадает со средней скоростью в сечении над вершиной холма. Число Маха M , вычисленное по U_b , приблизительно равно 0.1, так что течение можно считать несжимаемым (параметры в задаче специально подобраны для этого). Температура стенок $T_w = (U_b / M)^2 / (\gamma R)$.

Расчетная сетка из работы [85] имеет размерность $512 \times 256 \times 256$ ячеек (см. рисунок 2.2). Она модифицирована путем изменения числа ячеек в поперечном направлении (1 ячейка) и добавления ячеек в ПС. Это сделано для того, чтобы при исследовании сеточной сходимости даже на самой прореженной сетке в пристеночных ячейках выполнялось условие $y^+ < 1$. Таким образом, базовая сетка «mesh0» имеет размерность $512 \times 352 \times 1$, средняя сетка «mesh1» – $257 \times 176 \times 1$, грубая сетка «mesh2» – $128 \times 88 \times 1$. И, наконец, суперподробная сетка «mesh00» – $1024 \times 704 \times 1$.

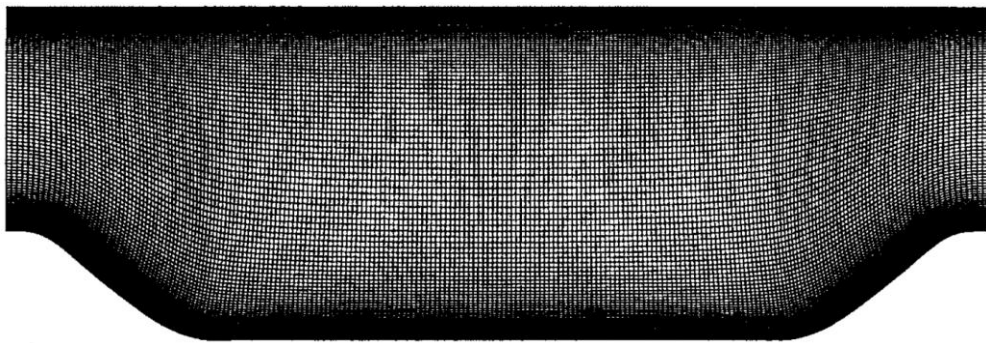


Рисунок 2.2 – Вид расчетной сетки в плоскости $x - y$

2.3.2 Численный метод и граничные условия

Для расчета используется конечно-объемная TVD-схема второго порядка точности по пространству. Применяется лимитер ван Лира. Для интегрирования по времени используется неявный численный метод на базе схемы Эйлера с пересчетом 2-го порядка точности [85].

Кратко опишем принципы работы используемых граничных условий. В случае периодического г.у. параметры для расчета потоков через грань берутся из ячеек, прилегающих к грани с аналогичным г.у. на противоположной стороне расчётной области. В случае г.у. стенки с прилипанием при постоянной температуре потоки через грань на поверхности вычисляются с учетом следующих предположений:

- скорость на поверхности равна 0;
- температура T_w на стенке задается;
- плотность ρ_1 считается постоянной;
- давление $p_w = T_w \cdot \frac{p_1}{T_1}$, где индекс w обозначает параметры на стенке, индекс 1 – в центре пристеночной ячейки;
- параметры турбулентности на стенке $\omega_w = 10 \cdot \frac{6\mu_1}{0.075\rho_1 d_{w1}^2}$, $k_w = 0$ для SST и

$$\omega_w = 10 \cdot \frac{6\mu_1}{0.075\rho_1 d_{w1}^2}, R_{ij_w} = 0 \text{ для SSG/LRR-}\omega, \text{ соответственно.}$$

2.3.3 Результаты численного расчета по модели SST

Расчет выполнен на четырех вложенных сетках. Для оценки сеточной сходимости на рисунке 2.3 представлены распределения продольной компоненты скорости в сечении $x/h=5$ и экспериментальные данные. Профили скорости по сеткам изменяются не сильно, а решения для mesh0 и mesh00 почти совпадают. Таким образом, наблюдается сеточная сходимость, но результаты расчета и эксперимента сильно отличаются. Далее расчет проведен на сетке mesh0.

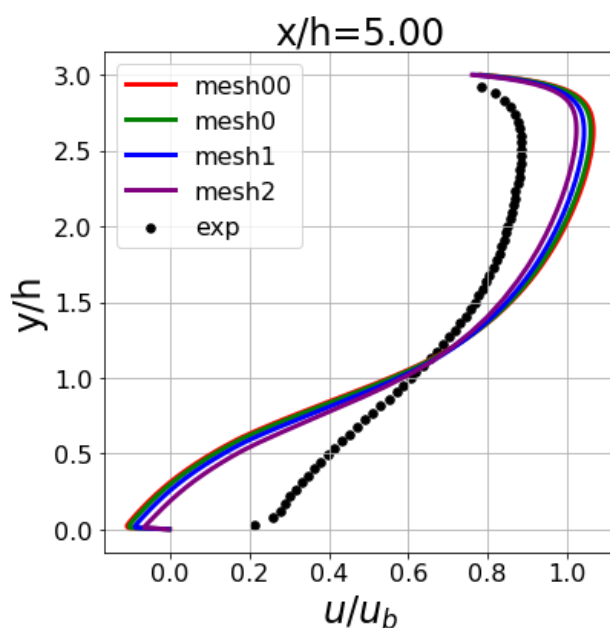


Рисунок 2.3 – Продольная скорость в сечении $x/h = 5$

Для выяснения причины расхождения расчета и эксперимента проведено дополнительное исследование. Выбраны десять сечений, которые изображены на рисунке 2.4 в виде вертикальных линий.

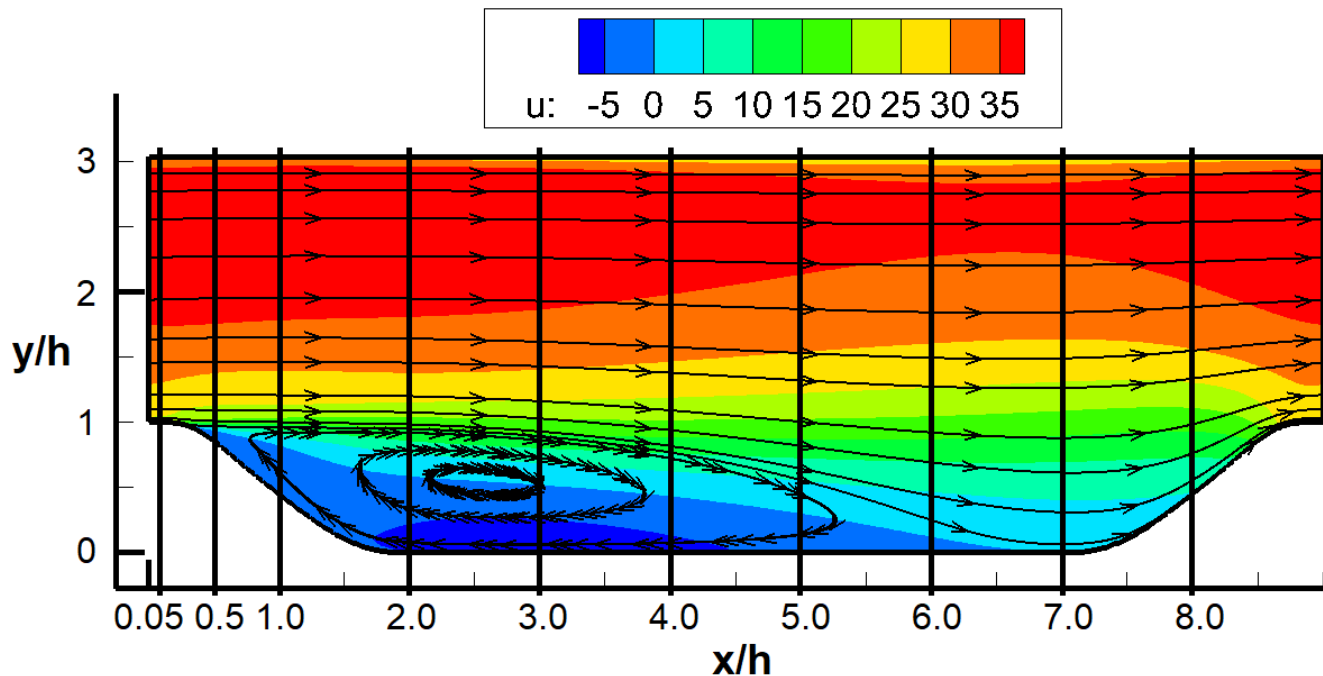


Рисунок 2.4 – Измерительные сечения в эксперименте

На рисунке 2.5 представлены распределения продольной компоненты скорости в указанных сечениях. В верхней части канала расчет дает завышенную

величину скорости по сравнению с экспериментом, в то время как в нижней части, наоборот, величина скорости занижена.

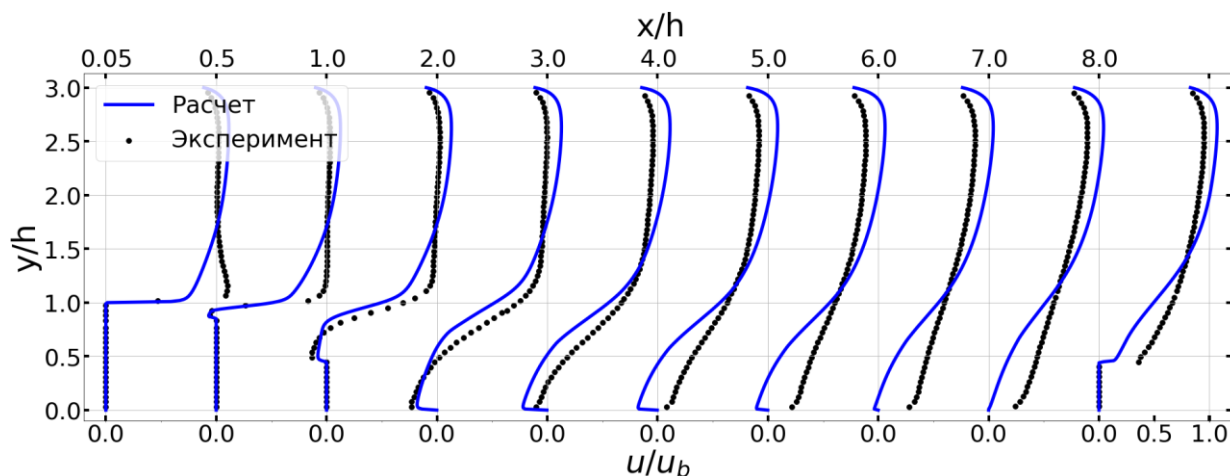


Рисунок 2.5 – Распределение u/u_b в заданных сечениях

На рисунке 2.6 представлены распределения поперечной компоненты скорости в тех же сечениях. Расчеты показывают существенно меньшую амплитуду скорости в отличие от эксперимента, особенно в области отрыва (сечения $x/h = 0.5, 1.0, 2.0, 3.0$), а также на наветренном склоне холма (сечения $x/h = 7.0, 8.0$).

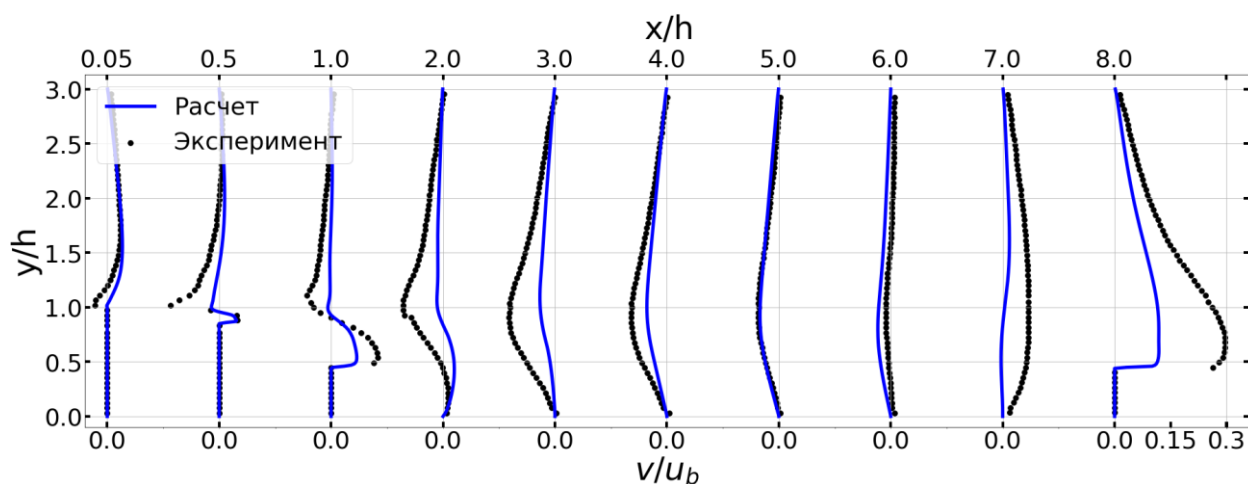


Рисунок 2.6 – Распределение v/u_b в заданных сечениях

2.3.4 Результаты численного расчета по модели DRSM SSG/LRR- ω

Результаты оценки сеточной сходимости для модели SSG/LRR- ω представлены на рисунке 2.7. Сходимость решения по сеткам хуже, чем у модели SST, но, тем не менее, она признана удовлетворительной. Далее результаты приведены для сетки mesh0.

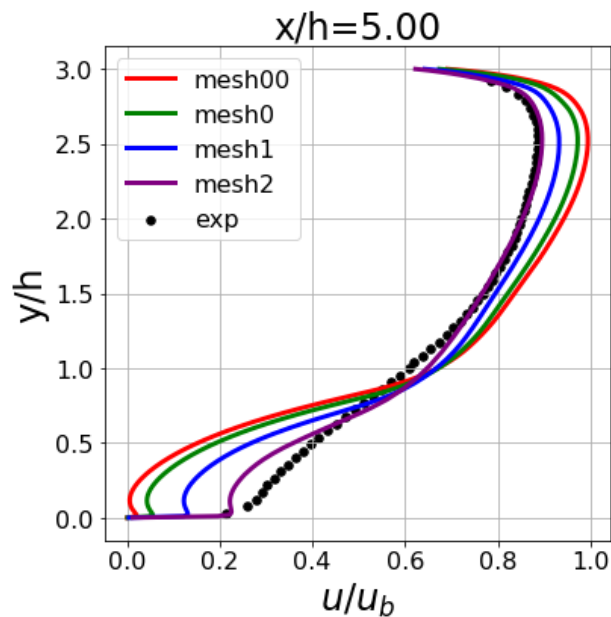


Рисунок 2.7 – Распределение u в сечении $x/h = 5$

На рисунке 2.8 представлены распределения продольной компоненты скорости в различных сечениях. В верхней части канала наблюдаются небольшие различия в амплитудах скорости. В нижней части, начиная с сечения $x/h = 4.0$, различия в амплитуде скорости больше, что, видимо, связано с неправильным предсказанием размера отрывной области. На рисунке 2.9 представлены распределения поперечной компоненты скорости в различных сечениях. Численный расчет качественно улавливает поведение в эксперименте, однако существенные различия в амплитуде наблюдаются в области отрыва (сечения $x/h = 0.5, 1.0, 2.0, 3.0$) и на наветренном склоне холма (сечения $x/h = 7.0, 8.0$).

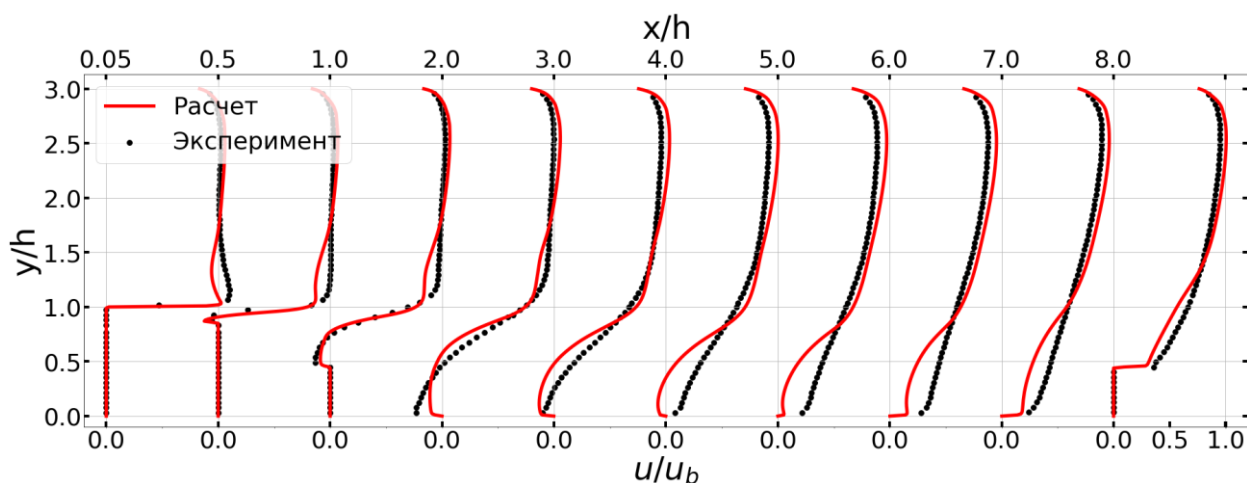


Рисунок 2.8 – Распределение u/u_b в заданных сечениях

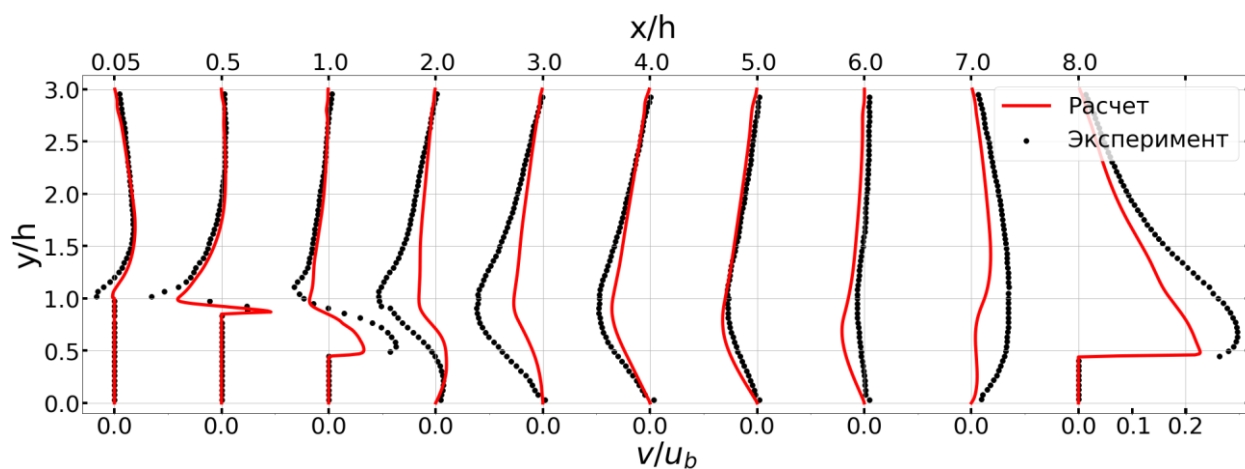


Рисунок 2.9 – Распределение v/u_b в заданных сечениях

2.3.5 Сравнение результатов расчетов с использованием двух моделей турбулентности

Если сопоставить результаты, полученные по моделям SST и SSG/LRR- ω , то можно отметить некоторое улучшение совпадения расчета и эксперимента во втором случае (отклонение уменьшается в 2 раза), но расхождения остаются значительными и не позволяют сделать однозначный вывод о качественном преимуществе методов DRSM для решения задач указанного класса, см. рисунки 2.10-2.11.

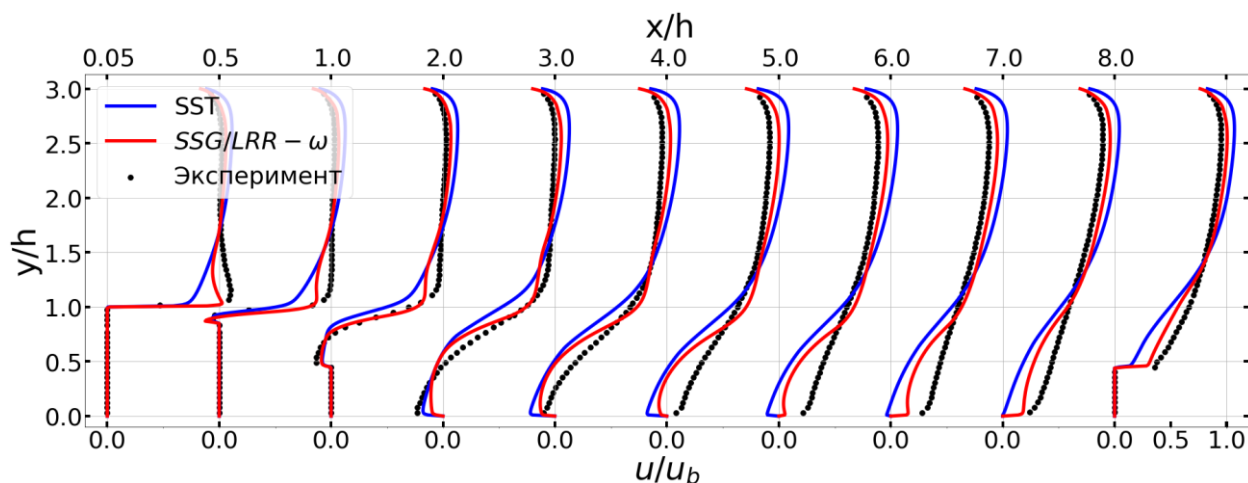


Рисунок 2.10 – Сравнение распределений u/u_b . Расчет двумя методами

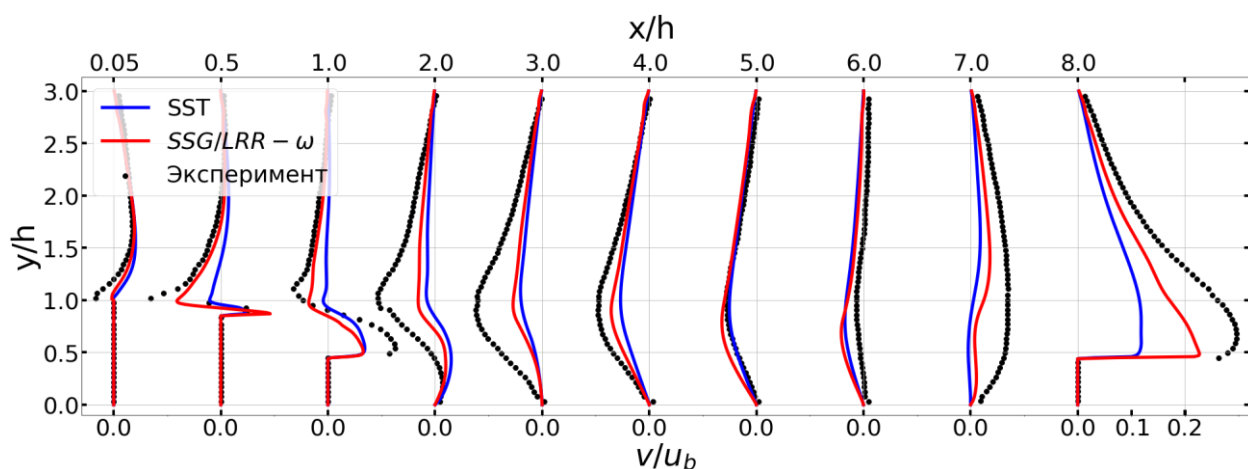


Рисунок 2.11 – Сравнение распределений v/u_b . Расчет двумя методами

Исследование характеристик ВЗ двигателя производится на основе анализа полей полного давления в различных сечениях его канала. Данная тестовая задача с периодическими холмами является аналогом сечения канала. Сопоставление приведено на рисунке 2.12. Экспериментальные данные отсутствуют. Сравнение проводится только между результатами расчета различными методами. Все величины отнесены к среднему значению полного давления на вершине холма в сечении ($x/h=0$). Видно, что потери коэффициента восстановления полного давления ν во всех сечениях не превышают величины 0.01. При этом максимальная разница между данными расчета по различным моделям турбулентности в три раза меньше и равна 0.00329.

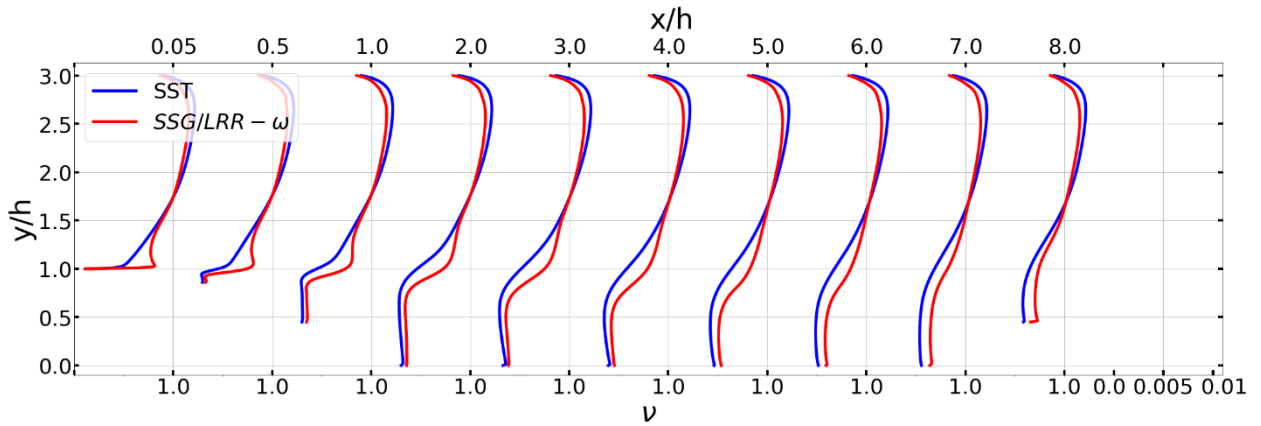


Рисунок 2.12 – Распределение коэффициента восстановления полного давления ν в сечениях

Аналогичные оценки сделаны по значениям радиальных неравномерностей, которые с точностью порядка 0.001 совпадают друг с другом.

2.4 Тестовый пример «Дозвуковой отрыв в гладком канале с расширением»

Для обоснования использования в данной диссертации метода SST-IDDES при нестационарной постановке численного расчета автором был выбран указанный тест, так как в открытой печати имеются экспериментальные данные [87], а также данные по расчету методом прямого численного моделирования крупномасштабной турбулентности с разрешением пристеночных процессов [88-89]. При определенной постановке в расширяющейся части канала наступает отрыв ПС, который затем присоединяется.

2.4.1 Постановка задачи и условия численного расчета

Исследуется течение дозвукового потока газа в канале с гладким обратным уступом. Размер расчетной области в продольном направлении $22.809H$ (вход в расчетную область – $x = -7.339H$, выход – $x = 15.47H$, где H – высота уступа). Высота расчетной области на входе $8.524H$ (рисунок 2.13). По оси z длина расчетной области $3.17H$. Выбрана следующая постановка задачи: средняя скорость на входе $U_{in} = 70$ м/с, высота уступа $H = 0.0137$ м, давление $p_{in} = 105096$ Па, плотность $\rho_{in} = 1.2$ кг/м³. Коэффициент молекулярной вязкости

зафиксирован на величине $\mu = 8.4 \cdot 10^{-5}$ кг/(м·с). Число Рейнольдса, рассчитанное по скорости на входе и высоте уступа, $Re = 13600$.

Расчетная сетка получена модификацией сетки, использованной для LES-расчетов [88]. Общее число ячеек составляет $384 \times 126 \times 96 = 4644864$ (размерности по x, y, z , соответственно). Сгущения и число ячеек подобраны таким образом, чтобы в области отрыва размер ячейки был равен $5 \cdot 10^{-4}$ м. Размер ячеек у стенки был подобран таким образом, чтобы выполнялось условие $y^+ < 1$. Общий вид сетки и разбиения на блоки представлены на рисунках 2.14-2.15.

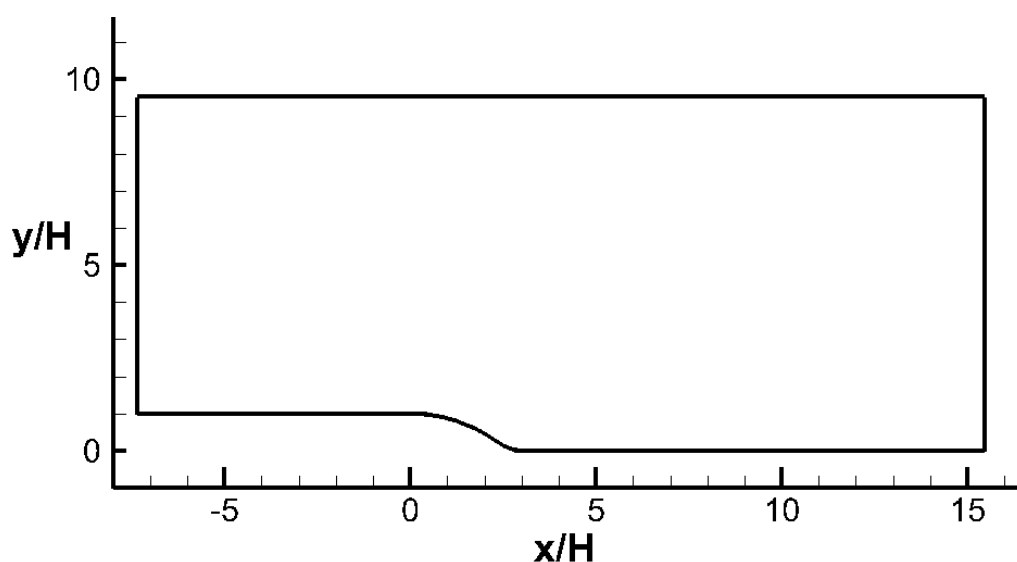


Рисунок 2.13 – Расчетная область в плоскости $x - y$ и система отсчета

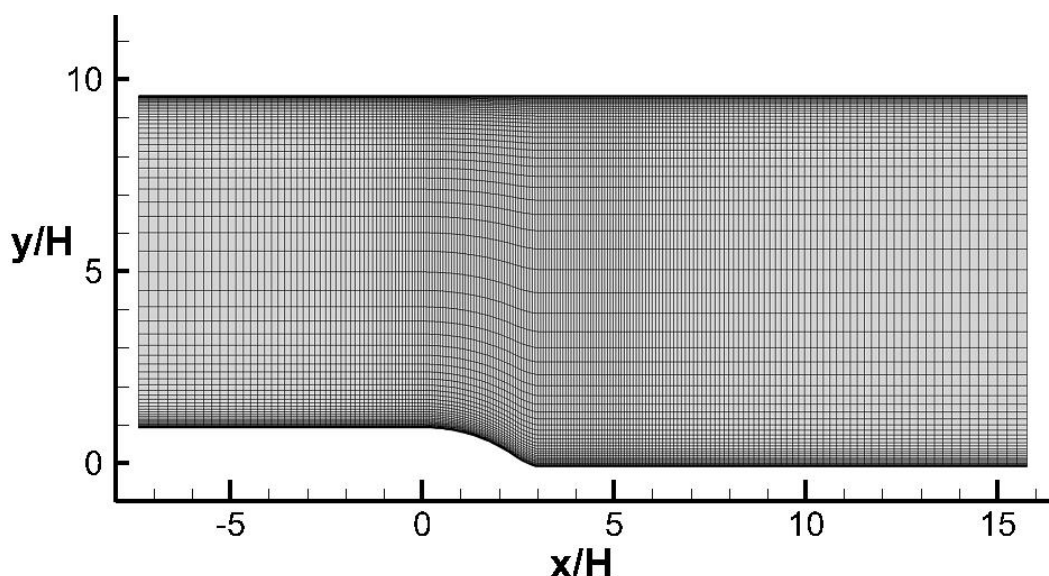


Рисунок 2.14 – Общий вид расчетной сетки в плоскости $x - y$ (показан каждый второй узел вдоль сеточных направлений)

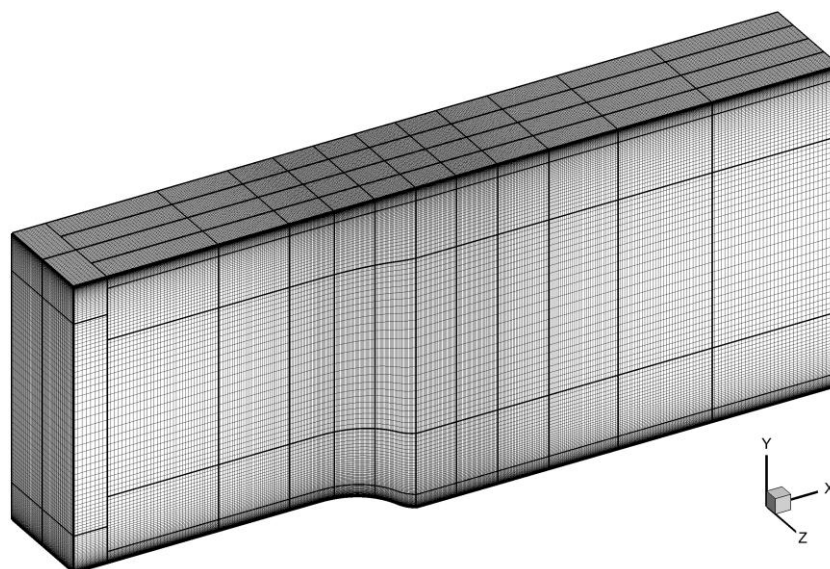


Рисунок 2.15 – Общий вид расчетной сетки и блочная структура расчетной области

На стенках канала задается условие теплоизолированной стенки с прилипанием, на выходе из канала – условие постоянного статического давления, на боковых стенках – периодическое граничное условие. На входе в расчетную область задаются профили параметров, полученные в LES-расчете. Для перевода ПС в нестационарный режим в расчете методом IDDES на расстоянии H от входа установлен генератор синтетической турбулентности (см. раздел 2.2).

Расчет методом IDDES проводится неявным методом с использованием гибридной пространственной схемы, которая переключается между противопоточной схемой WENO5 с монотонизатором MP [90] и центрально-разностной схемой второго порядка. Для шага по времени используется двухшаговая диагонально-неявная схема Рунге-Кутты третьего порядка точности по времени [86]. Шаг по времени подбирается таким образом, чтобы в окрестности отрывной области число Куранта было около 1, и составляет $\Delta t = 10^{-6}$ с. Для RANS-расчета используются пространственная схема WENO5 и одношаговая локально-неявная схема по времени с ограничением по числу итераций Гаусса-Зейделя.

2.4.2 Результаты численных расчетов

На рисунке 2.16 представлено мгновенное поле течения в плоскости $x - y$, полученное при расчете методом IDDES. Можно видеть место расположения генератора синтетической турбулентности вблизи входа в расчетную область на нижней поверхности канала. На верхней поверхности канала генератор не был установлен, так как на ней не происходит отрыва потока и ПС развивается в RANS-режиме. На рисунке 2.17 показана мгновенная картина турбулентных структур в пространстве, а на рисунке 2.18 – их след на нижней поверхности канала.

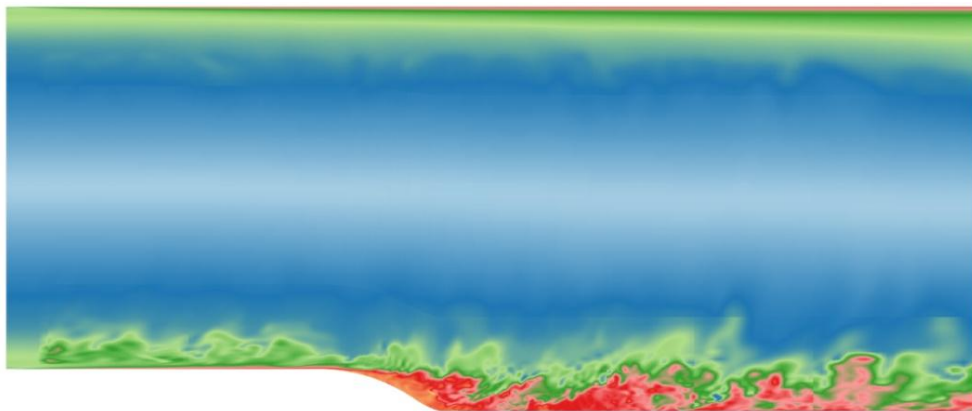


Рисунок 2.16 – Мгновенное поле течения в плоскости $x - y$

Для получения средних параметров в IDDES-расчете проводится осреднение за время 0.2 с, за это время поток проходит всю расчетную область примерно 45 раз.

В осредненном решении присоединение потока больше похоже на совокупность точек растекания, чем на непрерывную линию (рисунок 2.19). Самая ближняя к началу координат точка растекания имеет координату $x/H = 5.03$, а самая дальняя – $x/H = 5.18$. При осреднении по направлению Z средняя координата $x/H = 5.13$. В таблице 2.3 приведено сравнение осреднённого решения с экспериментальными данными и эталонным LES-расчетом. Ошибка оценивается относительно величины $x/H = 4.28$, которая является средней для данных LES и эксперимента. Отдельно стоит отметить, что точка отрыва в обоих расчетах определяется с одинаково высокой точностью.

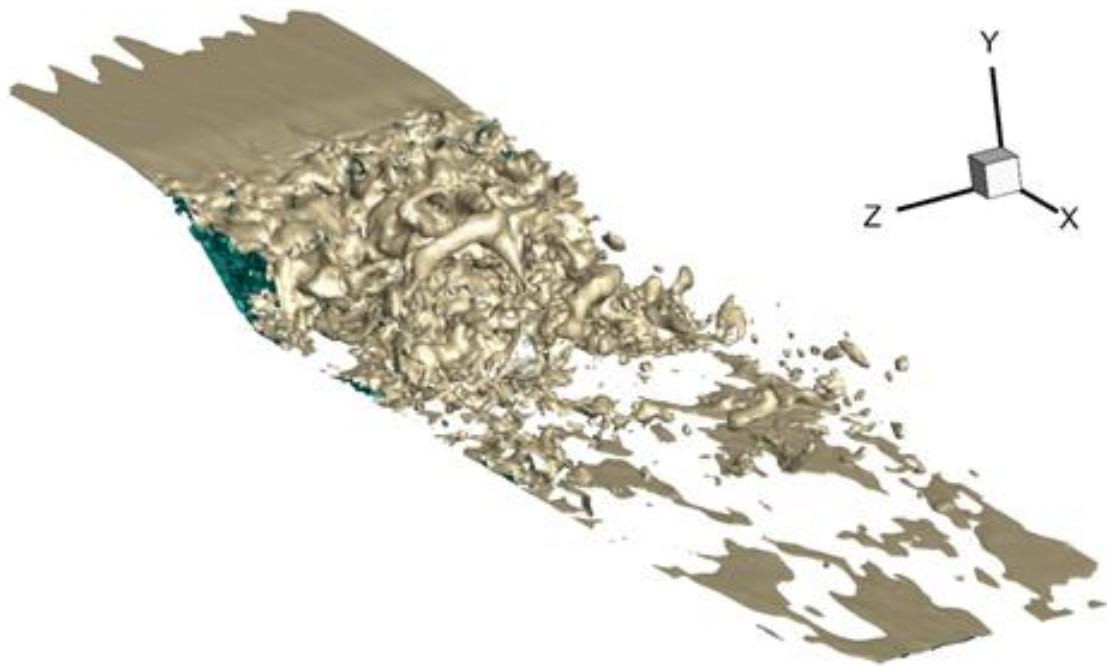


Рисунок 2.17 – Турбулентные структуры в пространстве

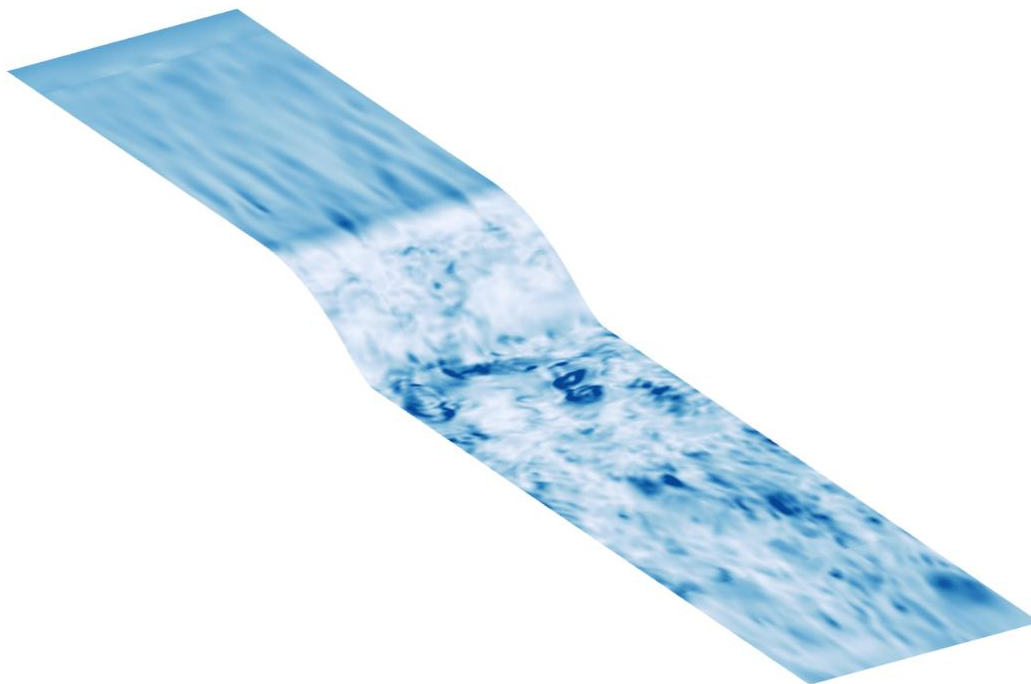


Рисунок 2.18 – Мгновенное распределение напряжения трения на нижней поверхности канала

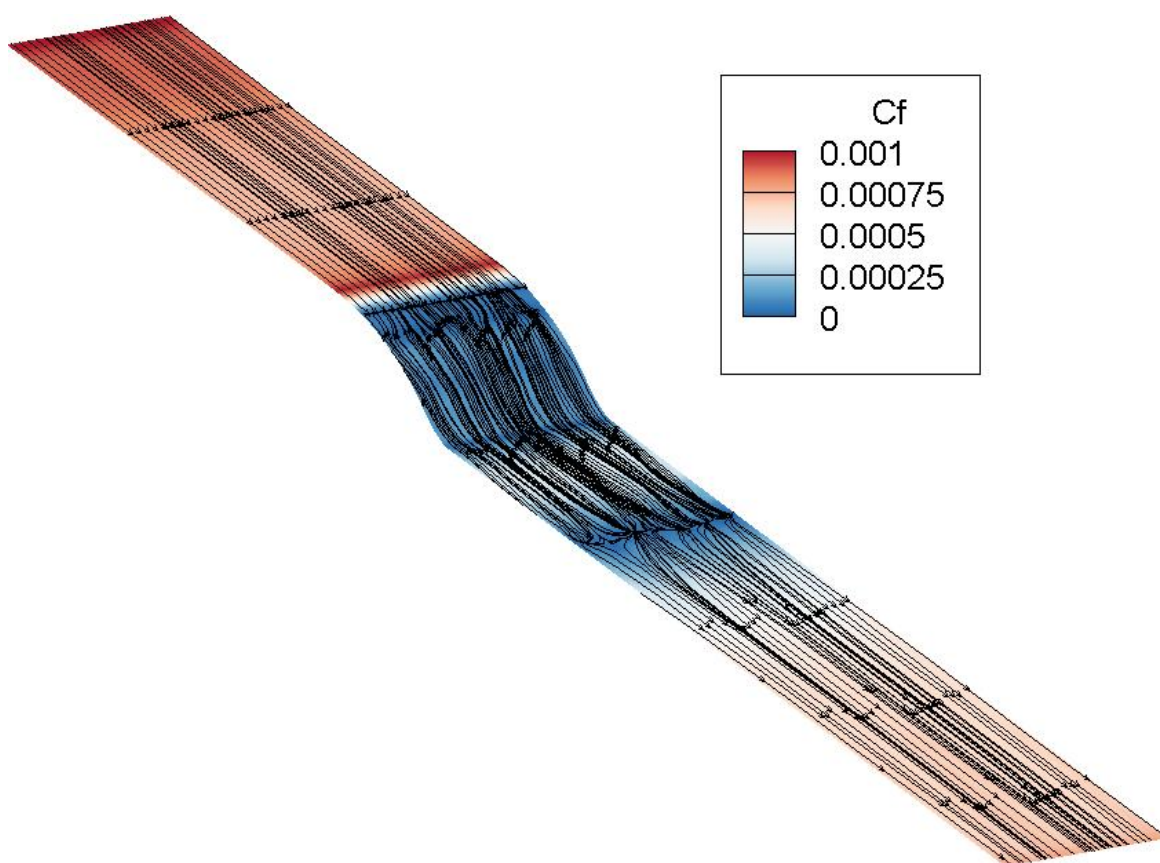


Рисунок 2.19 – Осредненное распределение коэффициента трения и линий тока по нижней поверхности канала

Таблица 2.3 – Координаты точек присоединения, полученных различными методами

	Расчет	Ошибка
SST-RANS	5.74	+34%
SST-IDDES	5.13 (5.03-5.18)	+20%
LES [21, 22]	4.35	–
Эксперимент [23]	4.21	–

Рассмотрим профили компонент скорости в выбранных характерных сечениях $x/H = 2, 3, 4, 5$. Сечения представлены на рисунке 2.20. Первое сечение проходит вблизи начала отрыва, второе и третье располагаются в области развитого отрыва, четвертое проходит вблизи точки присоединения.

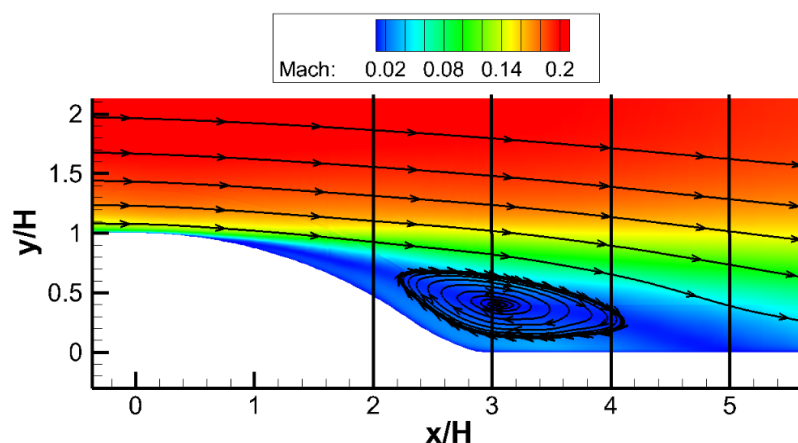


Рисунок 2.20 – Сечения с измеряемыми параметрами

На рисунке 2.21 представлены профили продольной компоненты скорости, обезразмеренной на характерную скорость $U_{in} = 70$ м/с. Во всех сечениях численный расчет во всех случаях качественно улавливает поведение функции. Наибольшие отклонения наблюдаются в сечениях $x/H = 4, 5$ вблизи стенки, что связано с завышенной оценкой размера отрывной зоны. Также стоит отметить, что на внешней границе ПС IDDES-расчет выходит на уровень величины скорости, более близкий к результатам LES, чем RANS-расчет. На рисунке 2.22 представлены профили поперечной компоненты скорости, обезразмеренной на характерную скорость. Можно наблюдать схожие тенденции: и IDDES, и SST

дают качественно схожее решение, при этом отклонения от эталонного решения составляют величины одинакового порядка.

Таким образом, IDDES-расчет позволяет получить более точные результаты по сравнению с RANS-подходом: более точно описываются размер отрыва и профили скоростей. Также IDDES-расчет позволяет разрешать крупные вихри в динамике, что необходимо для получения пульсационных характеристик, которые в RANS-расчёте отсутствуют.

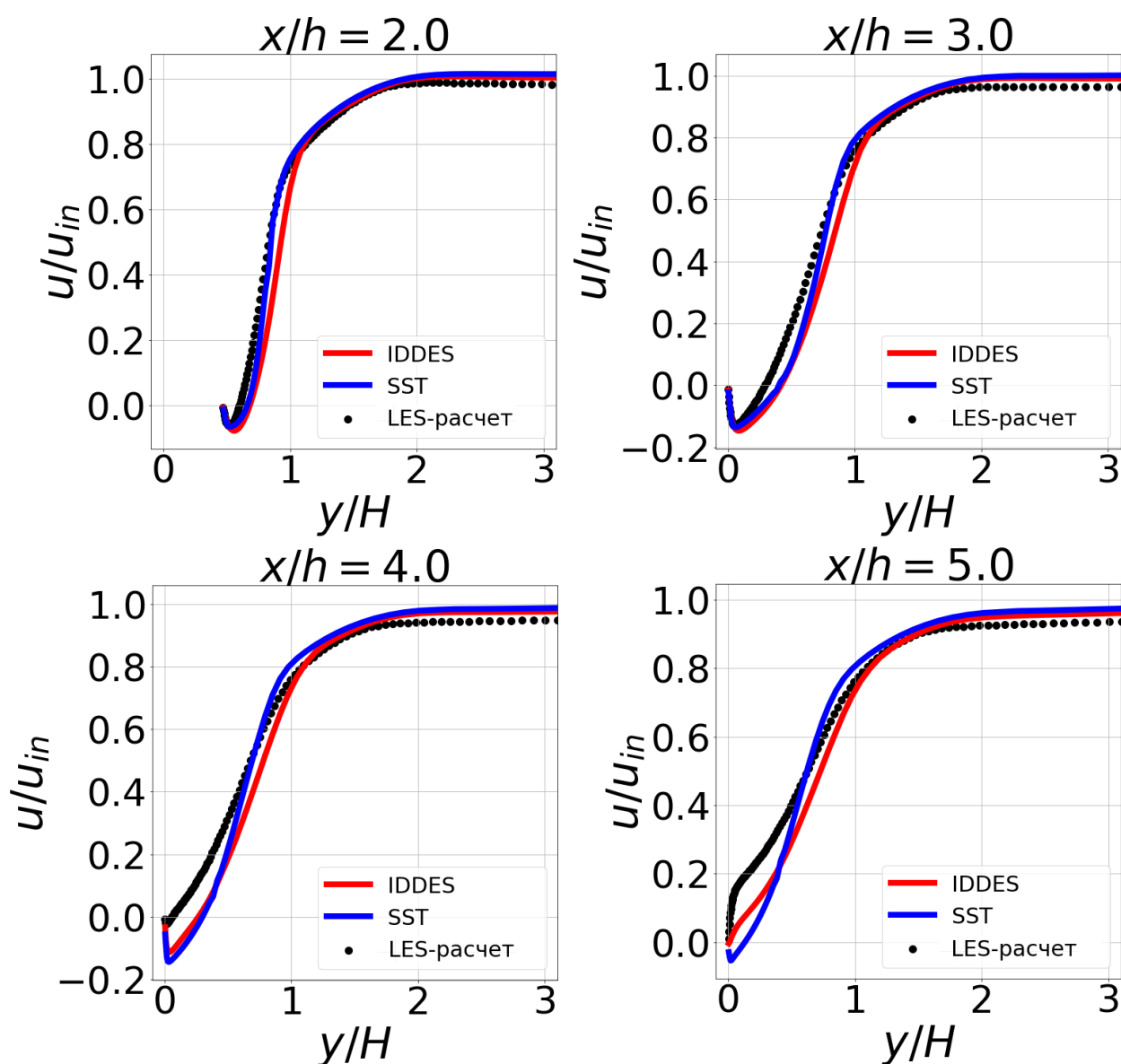


Рисунок 2.21 – Профили продольной компоненты скорости

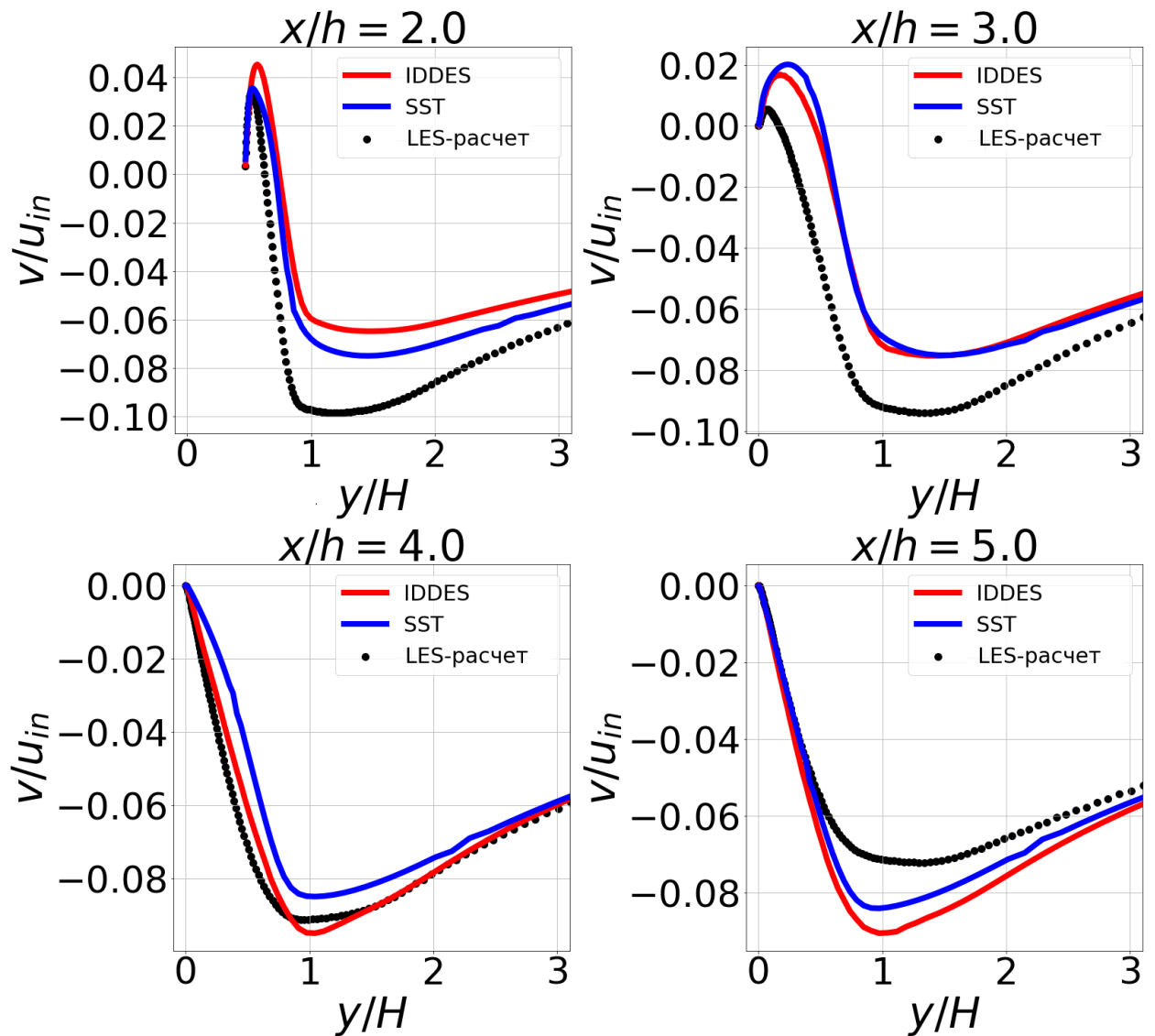


Рисунок 2.22 – Профили поперечной компоненты скорости

2.5 Выводы к главе 2

На основе представленных данных сделаны следующие выводы: метод IDDES позволяет получить более точное численное решение по сравнению с RANS-постановкой. В то же время этот метод является очень затратным с точки зрения вычислительных ресурсов. Так как RANS позволяет получить решение, которое качественно воспроизводит рассматриваемые явления, то в дальнейшем для задач, где нас интересует качественное воспроизведение явления, а не точные количественные оценки (стационарная постановка), будет использоваться RANS-подход, а для получения более точных количественных оценок и нестационарных характеристик – IDDES.

К вопросу выбора модели турбулентности для замыкания системы уравнений: на основе представленных данных сложно выделить лучшую модель, так как SST и SSG/LRR- ω демонстрируют сопоставимые, с практической точки зрения, результаты. С другой стороны, SST обладает некоторыми преимуществами. Например, SST содержит существенно меньшее число решаемых уравнений и работает быстрее. Эта модель турбулентности предъявляет более слабые требования к качеству сетки и обладает лучшей сходимостью. Это позволяет заключить, что дальнейшие исследования будут эффективнее проводиться именно с применением модели турбулентности SST.

3 Численное исследование отрыва турбулентного потока вязкого газа в тестовом криволинейном канале воздухозаборника

В данной главе объектом исследования является тестовый канал M2129, который подробно описан в работах [6]. Рассматривается режим, для которого имеются экспериментальные данные. Это позволяет оценить точность выбранного численного метода и использовать данный тест в качестве валидационного. Наряду с этим построена и обсуждается схема возникающего отрывного течения. Дается физический анализ особенностей трехмерного потока, и предлагаются оценки, сделанные на основе сопоставлений с исследованиями других авторов.

3.1 Геометрия тестового канала и расчетная сетка

Геометрия исследуемого канала подробно описана в работе [6] и показана на рисунке 3.1.

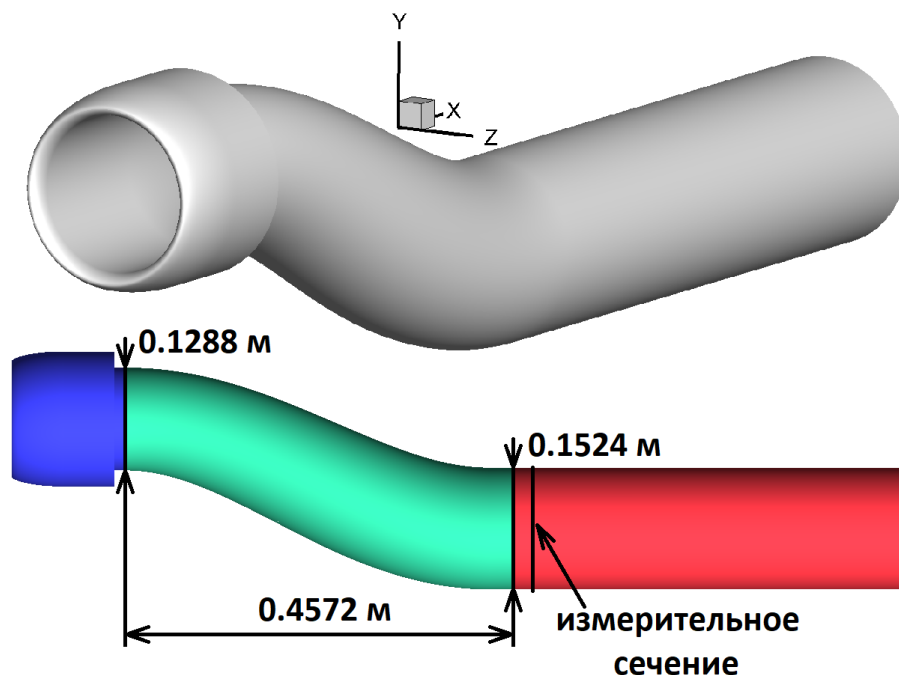


Рисунок 3.1 – Геометрия канала и основные размеры

Она включает в себя следующие параметры: входной диаметр $D_{in} = 0.1288$ м, выходной диаметр $D_{out} = 0.1524$ м, длина $L = 0.4572$ м, отклонение средней линии от горизонта – 0.1372 м, наибольший угол искривления канала

$\sim 25^\circ$. Уравнение для средней линии и уравнение для распределения диаметра по нормали к этой линии приведены ниже:

$$y = -0.15L \left(1 - \cos \frac{\pi x}{L} \right), \quad D = D_{\text{in}} + (D_{\text{out}} - D_{\text{in}}) \left(1 - 4 \left(1 - \frac{x}{L} \right)^3 + 3 \left(1 - \frac{x}{L} \right)^4 \right).$$

Начало системы координат располагается в сечении входа в канал, измерительное сечение канала (ИСК), в котором проводятся осреднения параметров потока, имеет координату $x = 0.4839$ м. Перед каналом добавлены буферная область длиной D_{in} и обтекатель. После ИСК также добавлена буферная область для устранения влияния граничного условия выхода из канала на получаемое решение.

Для численного расчета построена многоблочная структурированная сетка (рисунок 3.2).

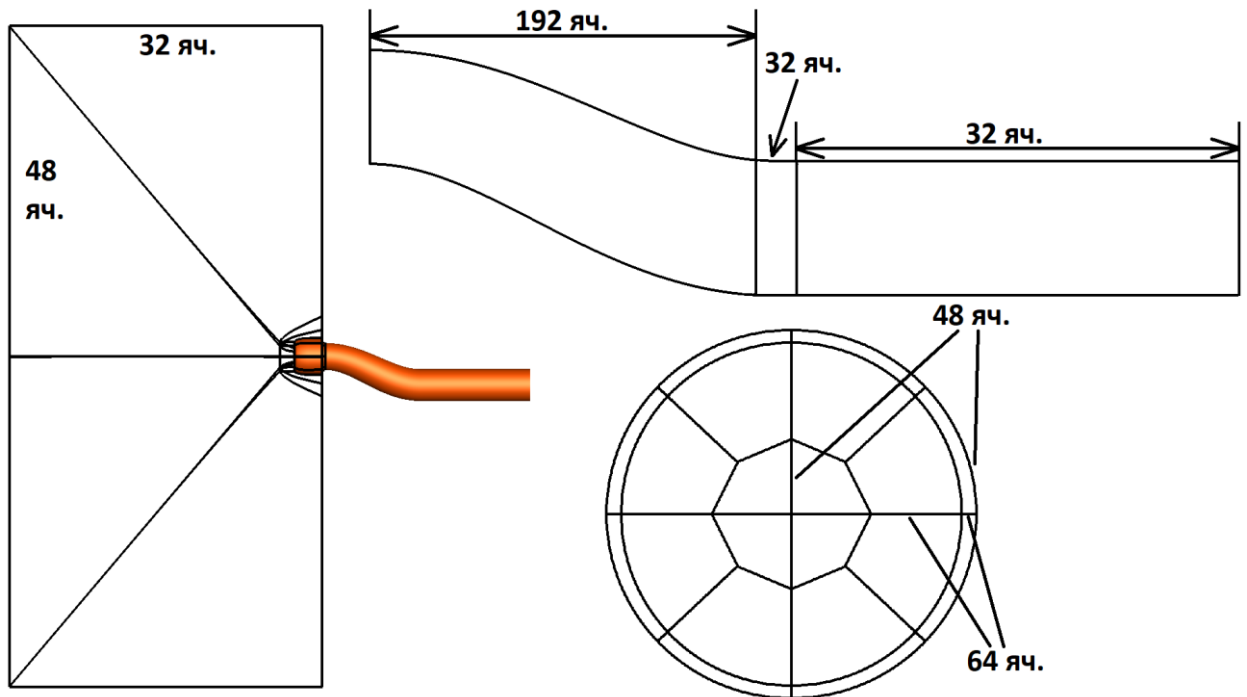


Рисунок 3.2 – Блочная структура расчетной сетки и размерности блоков

Всего сформировано 128 блоков, при этом общее число ячеек во всех блоках равно 22 млн. На длину канала приходится 192 ячейки, на его диаметр – 352 ячейки, а по окружности задается 384 ячейки. Пограничный слой содержит 64 ячейки. Толщина пристеночных блоков равна 0.005 м. Размер пристеночной

ячейки задается равным $2 \cdot 10^{-7}$ м, что позволяет соблюдать условие $y^+ < 1$ по всей длине канала. Разница размеров соседних ячеек составляет не более 10%.

3.2 Математическая постановка задачи, начальные и граничные условия

Для получения численного решения решается система уравнений RANS, замкнутая моделью турбулентности SST, описанной в главе 2. На всех поверхностях канала использовано граничное условие теплоизолированной стенки с прилипанием потока. В буферной области после канала задается условие теплоизолированной стенки, но со скольжением. На границах внешней расчетной области выполняется условие слабого отражения возмущений, а на выходе из канала поддерживается постоянство статического давления.

Расчет выполнен с параметрами набегающего потока: $M = 0.207$, $p_0 = 103011$ Па, $T_0 = 282.6$ К. Число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру входа, $Re = 6.3 \cdot 10^5$. На выходе из канала статическое давление задано равным $p = 89050$ Па. В начальный момент времени во все ячейки расчетной области вносятся параметры набегающего потока.

3.3 Оценка точности расчета характеристик потока в тестовом криволинейном канале воздухозаборника

Изучение точности расчета осуществляется по стандартной процедуре. Для оценки сходимости решения в задаче рассчитывается невязка. В данном примере в качестве невязки используется максимальное значение логарифма относительного изменения плотности по всей расчетной области. Невязка убывает до величины порядка -4 , а затем перестает изменяться. Оценки показывают, что такая точность достаточна для решения выбранной задачи. В качестве дополнительной опции исследуется сходимость величины коэффициента восстановления полного давления $\nu_{\text{греб}}$ (рисунок 3.3), рассчитанной в ИСК по точкам измерительной гребенки размерностью 8 на 5, используемой в эксперименте. Измерительные точки располагаются таким образом, чтобы

каждая точка захватывала одинаковую площадь, что позволяет проводить интегрирование путем простого осреднения показаний.

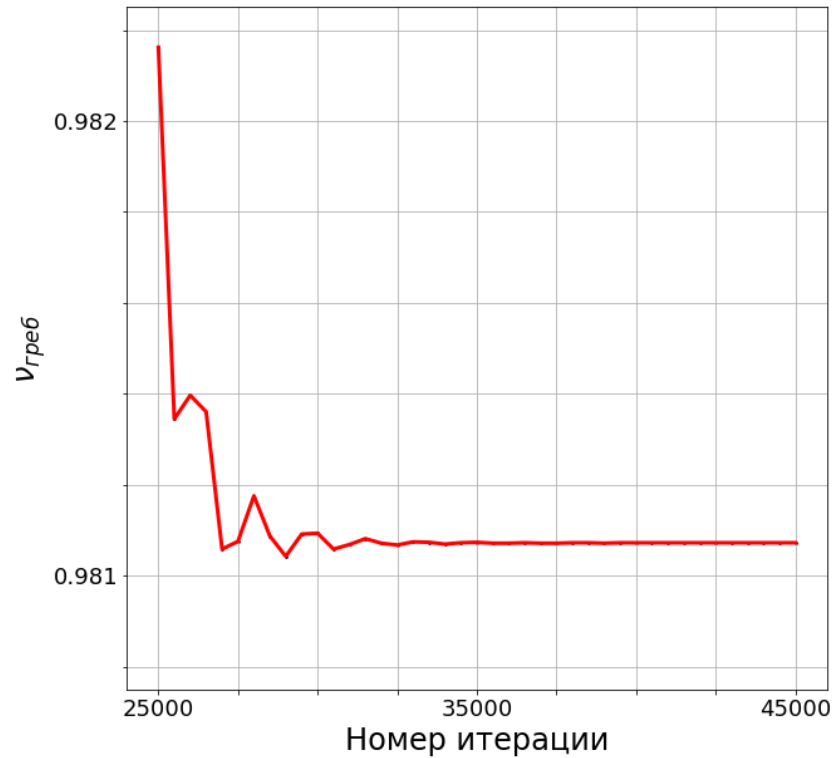


Рисунок 3.3 – Сходимость величины $v_{греб}$ по итерациям

Видно, что сходимость к стационарному решению достигается при числе итераций больше, чем 35000. Надежную информацию дает оценка сходимости решения по Ричардсону [91]. Для реализации указанной процедуры построена прореженная в два раза сетка mesh1 (путем удаления сеточных линий через одну), а из нее – дополнительно таким же образом прореженная в два раза сетка mesh2 (базовую сетку назовем mesh0). На указанных сетках проведены численные расчеты. На рисунке 3.4 представлена зависимость $v_{греб}$ от квадрата длины ячейки (в безразмерном виде). График с высокой точностью можно аппроксимировать прямой линией, что подтверждает второй порядок аппроксимации по пространству используемого метода, а также наличие сеточной сходимости в полученном решении.

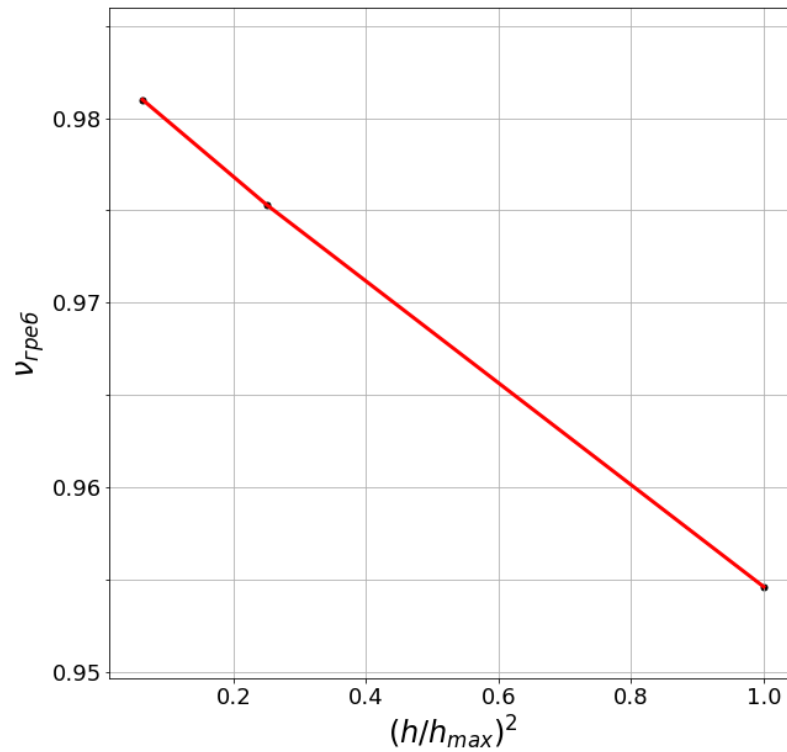


Рисунок 3.4 – Сходимость решения по Ричардсону

Для полноты исследования качества получаемых результатов подготовлена таблица 3.1, где представлены данные, полученные осреднением параметров полей течения в ИСК. Результаты автора дополнены данными из работы [6], где расчеты выполнены с применением различных моделей турбулентности. Сопоставление показывает, что приведенные в таблице 3.1 величины находятся в хорошем соответствии друг с другом.

Таблица 3.1 – Сравнение результатов расчетов для различных моделей турбулентности

Параметры в ИСК	$k-\omega$ Kok [6]	$k-kl$ EARSМ [6]	SST (EWT)
$p_{греб} / p_{0\infty}$	0.8621	0.8409	0.8617
$M_{греб}$	0.4141	0.4264	0.4220
$v_{греб}$	0.9760	0.9627	0.9811
Расход (кг/с)	2.834	2.874	2.834

Расхождения по статическому давлению $p_{греб} / p_{0\infty}$ не превышают 2.5%, а по числу Маха $M_{греб}$ и по $v_{греб}$ – 1.9%. При этом расход воздуха через ИСК рассчитывается с точностью 1.4%.

Для полноты оценки качества численного решения используются экспериментальные данные. В таблице 3.2 приведено сравнение результатов эксперимента и расчета в ИСК.

Таблица 3.2 – Сравнение результатов эксперимента и расчета

Параметры в ИСК	Эксперимент [6]	SST (EWT)	Отклонение расчета от эксперимента
$p_{\text{греб}} / p_{0\infty}$	0.8701	0.8617	–1.0%
$M_{\text{греб}}$	0.3950	0.4220	+6.8%
$v_{\text{греб}}$	0.9798	0.9811	+0.1%
Расход (кг/с)	2.873	2.834	–1.33%

Расхождение по $p_{\text{греб}} / p_{0\infty}$ не превышает 1%, по $v_{\text{греб}}$ – 0.1%, по расходу – 1.33%. При этом отличие по числу Маха достигает величины в 6.8%. Причина такой большой ошибки заключается в том, что число Маха не измеряется, а вычисляется по отношению полного давления к статическому. Так как эти две величины тоже определены с ошибкой, то в результате арифметических действий эта ошибка возрастает и достигает указанных 6.8%. Однако число Маха в канале в данной задаче не является определяющим параметром.

В результате можно заключить, что выбранный подход позволяет моделировать отрывное течение в криволинейном канале с точностью, которая не уступает точности других методов и находится в удовлетворительном соответствии с экспериментальными данными.

3.4 Анализ физических особенностей отрывного течения в тестовом криволинейном канале воздухозаборника

Для анализа физических особенностей реализующегося в канале течения проведена визуализация потока. Нижняя поверхность канала с линиями тока представлена на рисунке 3.5 (вид сверху под углом против направления течения).

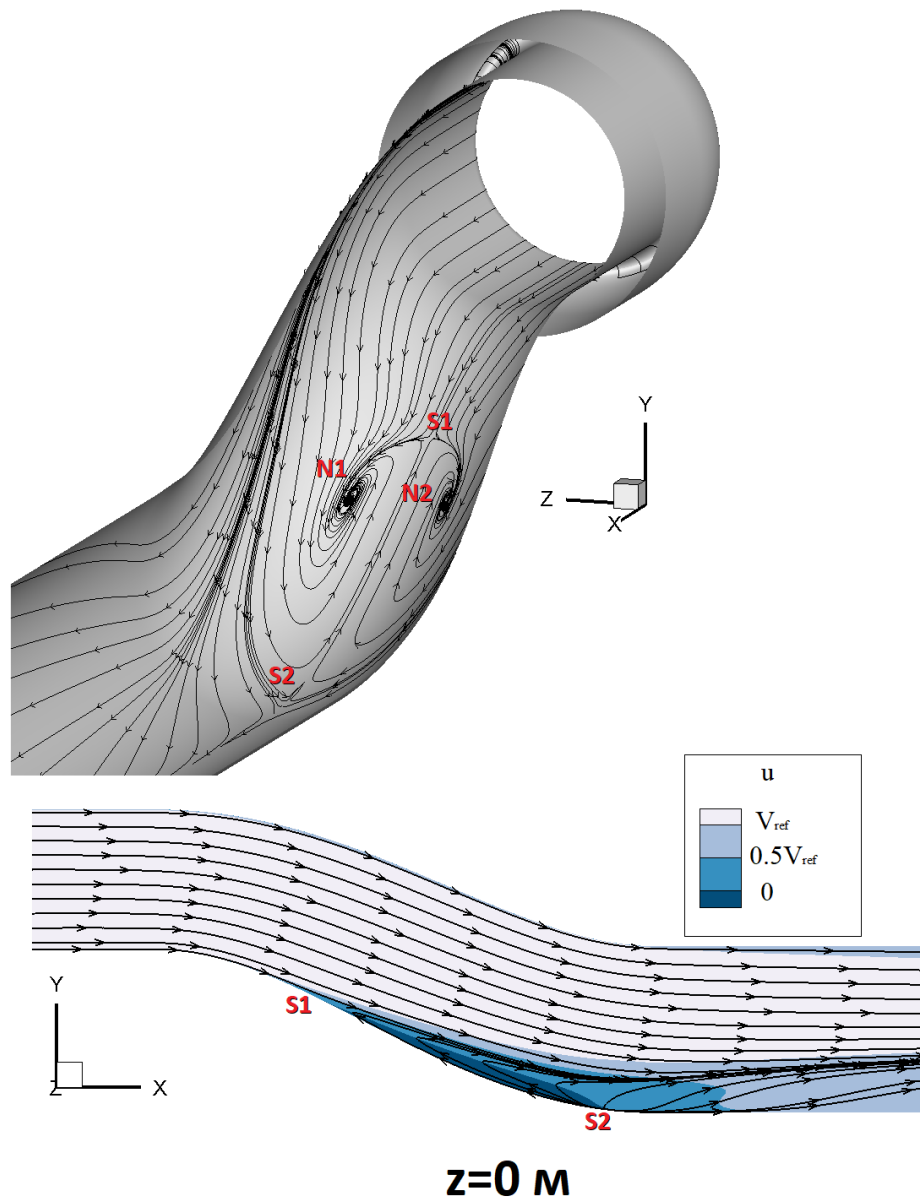


Рисунок 3.5 – Линии тока на поверхности канала и в плоскости симметрии

Хорошо видна отрывная зона. Её граница напоминает «подкову». В основании указанной «подковы» находится точка отрыва потока, которая отмечена индексом S1 ($x=0.1521$ м). В указанной точке наблюдается стекание потока в плоскости симметрии и растекание в перпендикулярной плоскости. Далее отрыв закручивается с образованием двух вихрей противоположного вращения. Часть потока вовлекается в вихревое возвратное течение, а другая часть проходит мимо. Точка S2 ($x=0.4286$ м) находится в том месте, где встречаются линии тока газа, текущего с боков канала. В плоскости симметрии эта точка является точкой растекания потока. На рисунке 3.5 (снизу)

представлены линии тока в плоскости симметрии канала, где отмечены упомянутые выше точки S1 и S2, а также выделена темно-синим цветом зона возвратного течения. По направлению течения можно определить, что отрывная область незамкнута. Линии тока попадают в область возвратного течения, а затем направляются вниз по потоку в канал. Отчетливо видно, что линии тока направлены от точки S2, а не к ней. Это подтверждает незамкнутость отрывной зоны. Именно в этом заключается принципиальное отличие данной задачи от двумерного случая, исследованного автором в работе [92]. В двумерном случае граница между отрывной областью и внешним потоком является линией, поэтому массообмен между ними происходит только за счет перемешивания потоков в слое смешения. В трехмерном случае газ попадает в отрывную область сбоку, как бы обтекая оторвавшийся ПС со стороны. Это хорошо видно на схеме, приведенной на рисунке 3.6. Синим цветом представлены линии тока, набегающие вдоль поверхности, красным – образующийся дугообразный отрыв. Маркерами выделены особые точки, упомянутые выше.

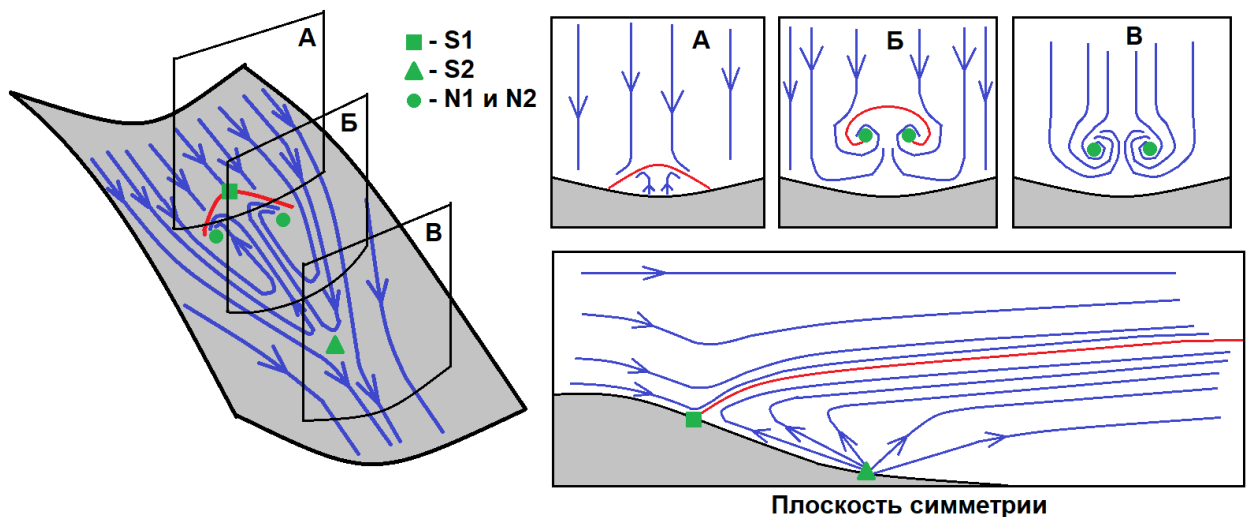


Рисунок 3.6 – Схема течения в отрывной зоне

В сечении Б (см. рисунок 3.6) образуется возвратное течение, которое доходит до «подковы» и далее сворачивается в вихревой жгут с продольной скоростью вдоль канала. Представленная схема подтверждается расчетными данными (см. рисунки 3.7-3.8).

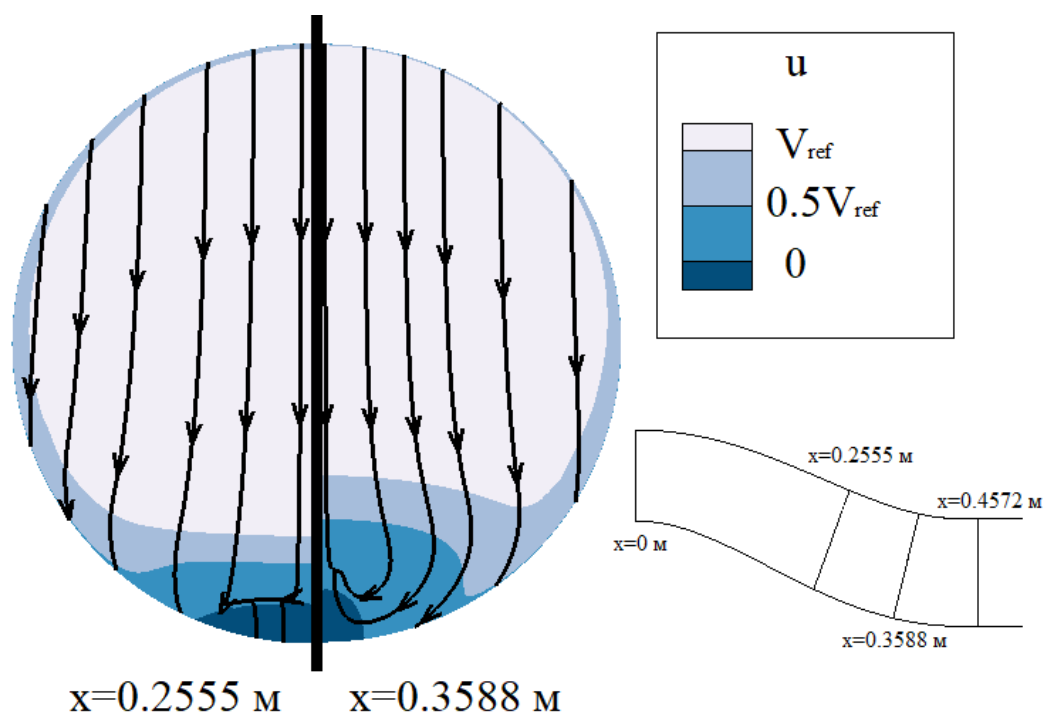


Рисунок 3.7 – Линии тока в сечениях канала $x = 0.2555$ м и 0.3588 м

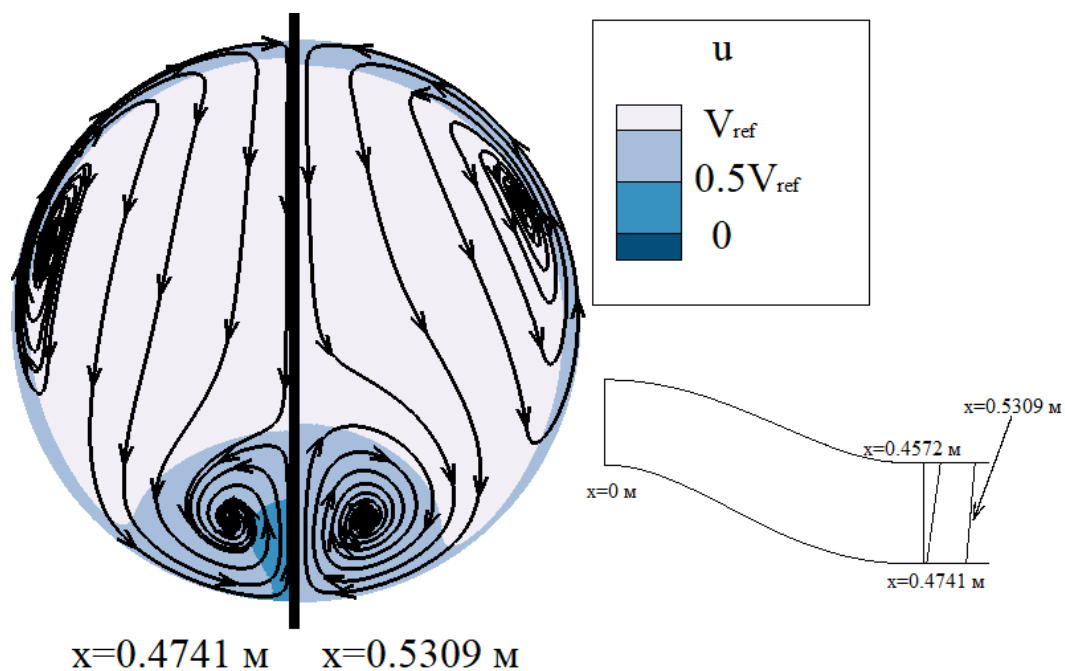


Рисунок 3.8 – Линии тока в сечениях канала $x = 0.4741$ м и 0.5309 м

На указанных рисунках представлены линии тока в сечениях канала ниже по потоку от точки отрыва. На линии тока с использованием цвета наложены контуры скорости в направлении оси x . Скорость приведена в безразмерном виде, $V_{ref} = 126.58$ м/с. Так как задача имеет плоскость симметрии, то на каждом рисунке (слева и справа) представлены поля, построенные для «половинок»

канала в разных сечениях. На рисунке 3.7 (слева, $x = 0.2555$ м) видно, что имеется прижатая к поверхности зона возвратного течения. Она уменьшается по мере продвижения по каналу (см. рисунок 3.7, справа, $x = 0.3588$ м) и в дальнейшем превращается в зону продольного вихря (см. рисунок 3.8, $x > 0.4286$ м), т.е. после точки S2.

На рисунке 3.9 показано, что в области отрыва потока происходят значительные потери полного давления потока. Четко видно, что минимум коэффициента восстановления полного давления ν (синий цвет на рисунке 3.9) совпадает с зоной расположения спиральных вихрей.

Линии тока в криволинейном канале в зоне отрывного течения представлены на рисунке 3.10.

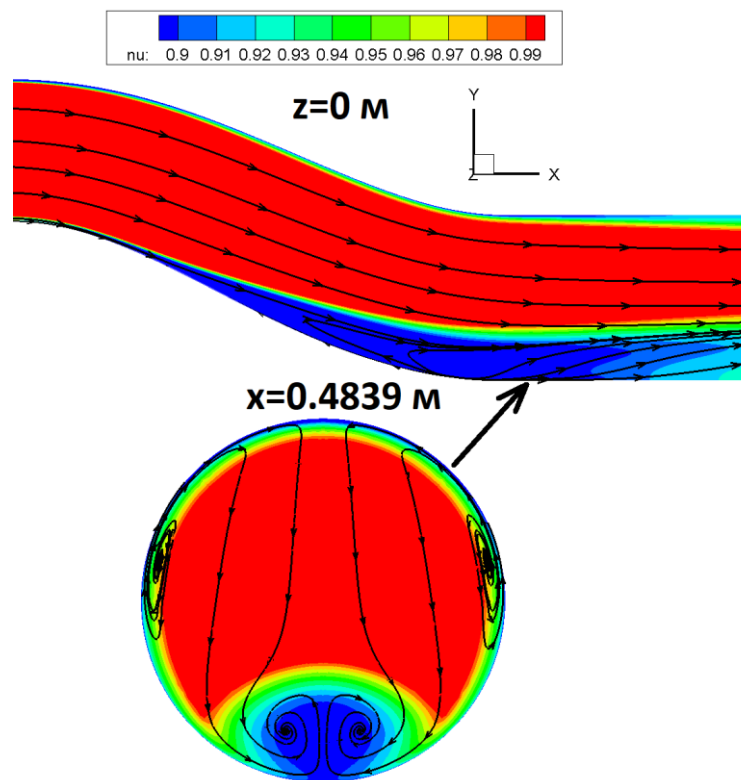


Рисунок 3.9 – Распределение ν в плоскости симметрии канала и ИСК

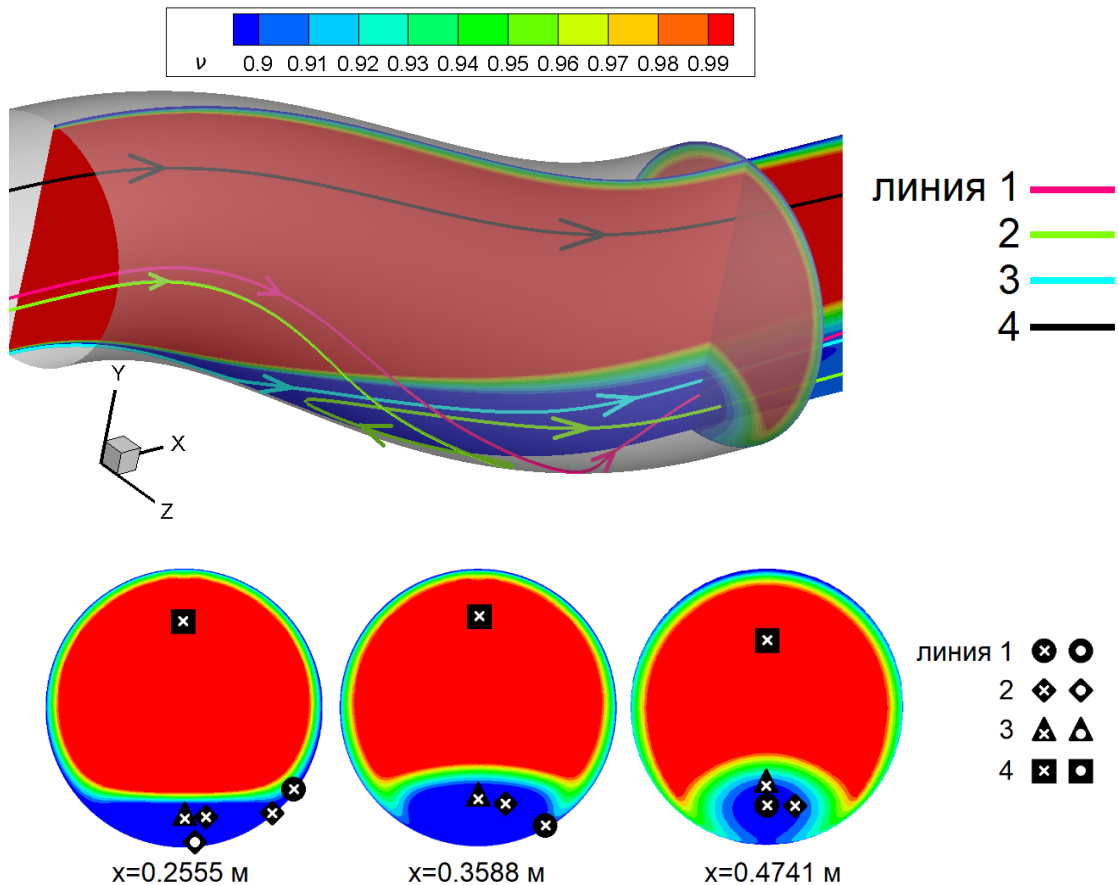


Рисунок 3.10 – Линии тока в криволинейном канале

Они позволяют оценить траектории «продвижения» по каналу областей пониженного давления. Всего выделено четыре линии. Крестики на маркерах означают, что вектор скорости направлен по потоку, точка – соответственно, против потока. Видно, что линия тока 2 участвует в возвратном течении. Она доходит практически до поверхности канала. Значения коэффициента восстановления полного давления вдоль каждой линии тока (линии 1–3 на рисунке 3.11) несколько возрастают по мере продвижения по каналу.

На первый взгляд, это противоречит выводу о том, что полное давление вдоль линии тока сохраняется как инвариант Римана системы уравнений Эйлера. Но в зоне интенсивного вихревого течения существует турбулентный массообмен, который приводит к перемешиванию низко- и высоконапорного газа и, как следствие, к увеличению значения коэффициента восстановления полного давления. Линия 4 расположена за пределами зоны отрыва, и значение полного давления на этой линии сохраняется. Стоит отметить, что данные линии тока

отображают только осреднённое течение. Реальные частицы газа вдоль них не перемещаются.

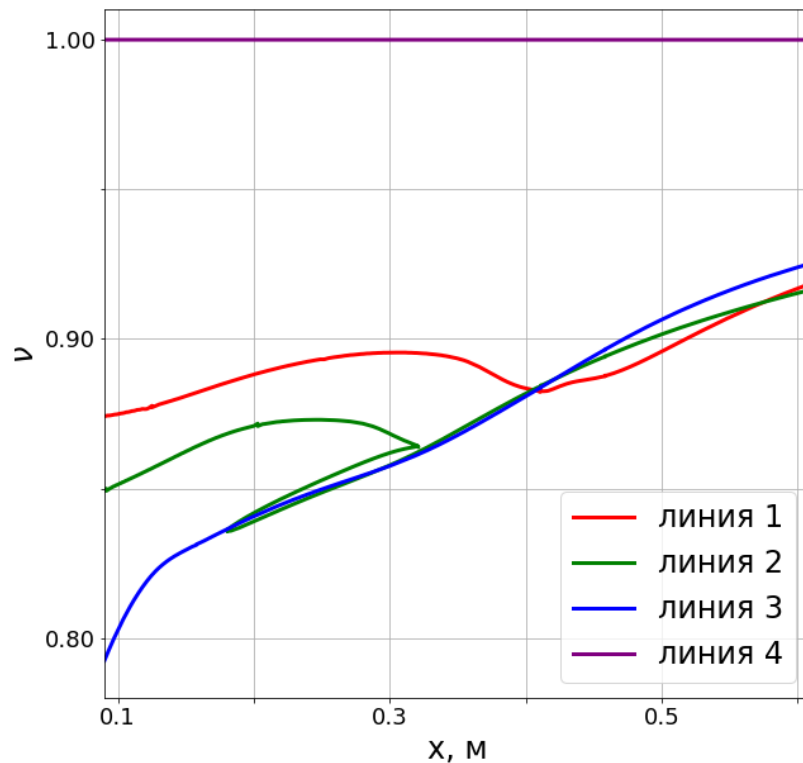


Рисунок 3.11 – Значения v вдоль выделенных линий тока

3.5 Критерий Бам-Зеликовича отрыва потока и возможность его применения к анализу результатов численного решения

Критерии отрыва, основанные на теории размерности, были опубликованы в [71]. Течение в произвольном сечении ПС (см. рисунок 3.12) можно определить, если заданы следующие параметры:

- профиль скорости в некотором начальном сечении ПС;
- распределение статического давления на внешней границе ПС (например, заданы значения самого давления и всех его производных в рассматриваемом сечении);
- значение скорости и плотности внешнего потока в какой-либо точке;
- линейный размер, характеризующий данное сечение (например, расстояние до начального сечения).

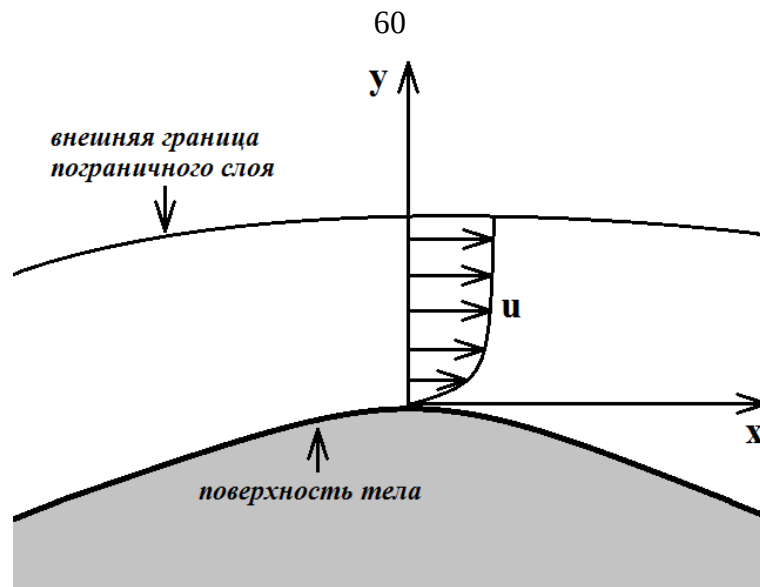


Рисунок 3.12 –Локальная система координат в ПС

Основное предположение, при котором получен критерий отрыва, заключаются в том, что в некотором сечении ПС существенно влияет на внешний поток только в небольшой окрестности этого сечения. Это позволяет пренебречь влиянием профиля скорости в начальном сечении на течение в канале. Также отмечено, что в качестве характерного линейного размера имеет смысл брать какой-нибудь локальный параметр, например, толщину вытеснения ПС или толщину потери импульса. В таком случае для разложения функции давления по x в полиномиальный ряд можно ограничиться первым членом разложения (фактически первой производной). Если обозначить основные параметры задачи, как u, ρ, p – скорость, плотность и давление внешнего потока, то в рассматриваемом сечении получается $p'_x = dp/dx$ – первая производная давления по x . Кроме того, добавляется, что z – характерный размер ПС; μ – коэффициент динамической вязкости; λ – коэффициент теплопроводности; γ – отношение теплоемкостей (x и u направлены по касательной к поверхности). По основной теореме теории размерностей любой безразмерный комплекс является функцией только безразмерных комбинаций параметров, определяющих течение.

Тогда для безразмерного напряжения трения на стенке τ_w получается:

$$\frac{\tau_w}{\rho u^2} = F\left(M, \frac{p'_x z}{\rho u^2}, Re_z, Pr, \gamma\right),$$

где M – число Маха внешнего потока, $Re_z = \rho u z / \mu$, Pr – число Прандтля.

В рассматриваемой области числа γ и Pr можно считать постоянными, поэтому формула приобретает следующий вид:

$$\frac{\tau_w}{\rho u^2} = F\left(M, \frac{p'_x z}{\rho u^2}, Re_z\right).$$

Известно, что в точке отрыва $\tau_w = 0$, поэтому:

$$0 = F\left(M, \frac{p'_x z}{\rho u^2}, Re_z\right).$$

Полученное уравнение решается относительно второй переменной функции F и раскладывается в ряд по степеням $1/Re_z$:

$$\frac{p'_x z}{\rho u^2} = F_1\left(M, \frac{1}{Re_z}\right) = f_0(M) + f_1(M) \cdot \frac{1}{Re_z} + \dots$$

Для полученного равенства делается предельный переход $\mu \rightarrow 0$. В случае ламинарного ПС это означает, что $Re \rightarrow \infty$ и $z \rightarrow 0$ ($z/l \sim 1/\sqrt{Re} \rightarrow 0$). Следовательно, $\frac{p'_x z}{\rho u^2}$ стремится к нулю, как $1/\sqrt{Re}$. Это дает возможность записать

$$\frac{\mu}{\rho u z} = \frac{\mu}{\rho u l} \cdot \frac{l}{z} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{l}{z} \sim \frac{1}{\sqrt{Re}}.$$

Умножая уравнение на Re_z и переходя к пределу $Re \rightarrow \infty$, в точке отрыва ламинарного ПС получаем

$$\frac{p'_x z^2}{\mu u} = f_1(M).$$

Для турбулентного случая толщина ПС определяется перемешиванием. В правой части уравнения при $\mu \rightarrow 0$ все члены, кроме $f_0(M)$, стремятся к нулю. Следовательно, в предельном переходе получается:

$$\frac{p'_x z}{\rho u^2} = f_0(M).$$

Если за характерный размер взять толщину вытеснения ПС $z = \delta^*$, то в турбулентном случае при $M = 0$ $f_0(0) \cong 0.015$. С ростом числа Маха значение критерия уменьшается, например, $f_0(4) \cong 0.008$. В дальнейшем будет использоваться следующее обозначение:

$$Kr = \frac{p'_x \delta^*}{\rho u^2}.$$

В работе [92] автором был применен данный критерий для анализа течения в двумерном криволинейном канале. Показано, что критерий предсказывает начало отрыва с ошибкой порядка 7%. Данная точность была сочтена допустимой для практических целей.

В связи с тем, что формально все величины для расчета величины Kr имеются, предпринята попытка применить критерий Бам-Зеликовича к анализу течения в данном трёхмерном канале. Результат представлен на рисунке 3.13. Видно, что критерий хорошо выделяет область отрыва и возвратного течения, которые исследованы ранее по поведению линий тока. Отдельно стоит отметить окрестность точки S2 (см. рисунок 3.5). Согласно критерию Бам-Зеликовича, эта область является зоной отрыва наряду с областью «подковы», что подтверждается предыдущим анализом. Для оценки точности отнесем размер ячейки к длине области возвратного течения, так как критерий выделяет положение отрыва с точностью до ячейки, и получим величину $\sim 1\%$. Следовательно, критерий Бам-Зеликовича дает ценную информацию о возможности отрыва потока и его форме даже в сложном трехмерном случае. Так как распределение критериальной величины позволяет определить размер и положение отрывной области, то в дальнейшем его возможно использовать для практических целей (раздел 4.4).

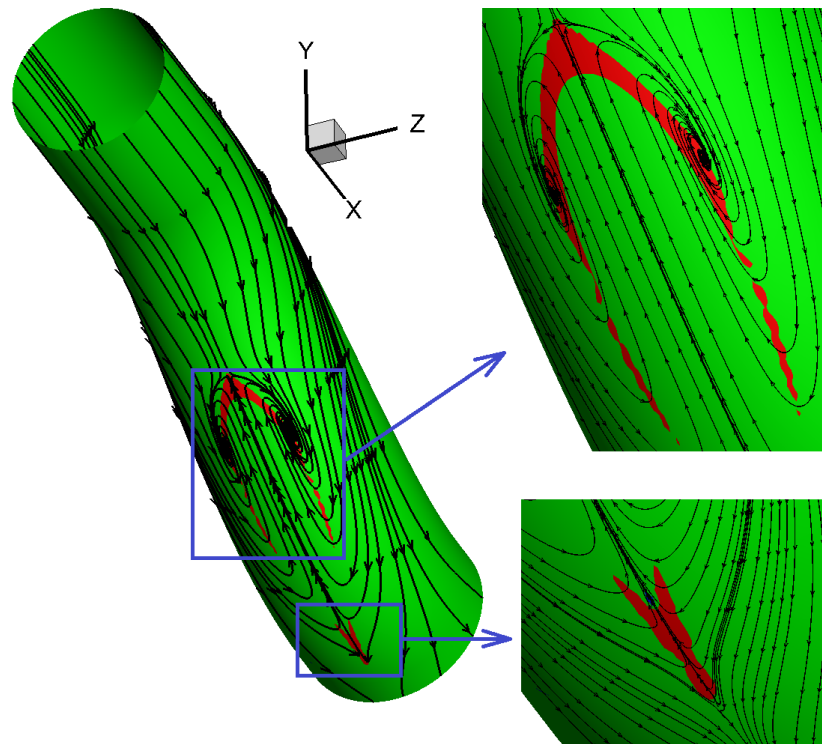


Рисунок 3.13 – Распределение зон отрыва по критерию Бам-Зеликовича на поверхности трехмерного канала

3.6 Выводы к главе 3

На основе представленных данных сделаны следующие выводы: численный расчет течения в криволинейном канале М2129 продемонстрировал хорошее совпадение результатов с экспериментальными данными, так как результаты попали в границы разброса данных, полученных по различным моделям турбулентности в других исследованиях. На нижней поверхности канала возникает незамкнутое отрывное течение, в чем заключается основное отличие от двумерного случая, рассмотренного в [92]. Основной причиной потерь полного давления на выходе из канала является возникающий отрыв потока. В области возвратного течения образуются два вихря, уходящие вниз по потоку. Именно через них газ из ПС с высоким уровнем потерь попадает в свободный поток. Критерий Бам-Зеликовича хорошо выделяет область отрыва. Это позволяет заключить, что в данном случае основными факторами возникновения отрыва являются толщина ПС и сильный положительный градиент давления. Также это позволяет в дальнейшем использовать критериальную величину для оценки размеров и положения отрывной зоны.

4 Численное исследование влияния адаптивной системы отсоса пограничного слоя на отрывное течение в криволинейном канале

В данной главе приведены результаты численного исследования отрывного течения в канале с криволинейным контуром. Для устранения отрывов применяется метод отсоса ПС через щель, размеры которой адаптируются, исходя из местных условий. Адаптация заключается в выборе углового размера щели и места ее размещения в канале в соответствии с шириной отрывной зоны. Для практической реализации метода выполнены параметрические расчеты с использованием численного метода, выбранного ранее. Наряду с расчетами методом RANS, выполнены контрольные расчеты методом SST-IDDES, которые подтверждают качество представленных результатов и дополняют таблицу данных значениями пульсаций полного давления в канале. Проведен обзор существующих в мире методов борьбы с отрывами потока в канале и выполнено сопоставление, которое показывает преимущество предложенного в диссертации адаптивного подхода.

4.1 Математическая постановка задачи и граничные условия

Численный расчет проводится по методике, используемой в главе 3. Изменяется только используемая расчетная сетка. В связи с большим объемом численных расчетов в процессе параметрического исследования в качестве основной используется прореженная расчетная сетка (mesh1), описанная в разделе 3.3. Вследствие симметрии в расчётах по уравнениям RANS моделируется половина расчетной области. На выходе из канала ставится граничное условие, фиксирующее расход газа. В данной главе его величина для полного канала равна $G_{\text{вх}} = 2.834 \text{ кг/с}$ (соответствует расчетному случаю из главы 3). В сечении «выхода» из щели также фиксируется расход отсоса $G_{\text{отб}}$, который задается в процентах от $G_{\text{вх}}$.

4.2 Основные факторы, определяющие появление отрыва пограничного слоя в криволинейном канале

В главе 3 данной диссертации исследована структура отрывного течения, возникающего в криволинейном канале. Показано, что отрыв реализуется в виде «подковообразной» линии. За ней образуется область возвратного течения в виде двух вихрей, распространяющихся вниз по потоку. Эти вихревые течения приводят к уменьшению значения коэффициента восстановления полного давления. Отмечено, что критерий Бам-Зеликовича, несмотря на простоту, позволяет выделить отрывные области с достаточной точностью. Согласно этому критерию, толщина ПС и градиент давления являются основными факторами, определяющими момент возникновения отрыва. При воздействии на указанные факторы можно надеяться на устранение отрыва или снижение его интенсивности. Так как отсос ПС является самым простым способом контроля его толщины, то предлагается исследовать именно этот способ. Встает вопрос о выборе оптимального размера и положения щели отсоса на стенке канала.

На рисунке 4.1 представлено распределение числа Маха в плоскости симметрии канала.

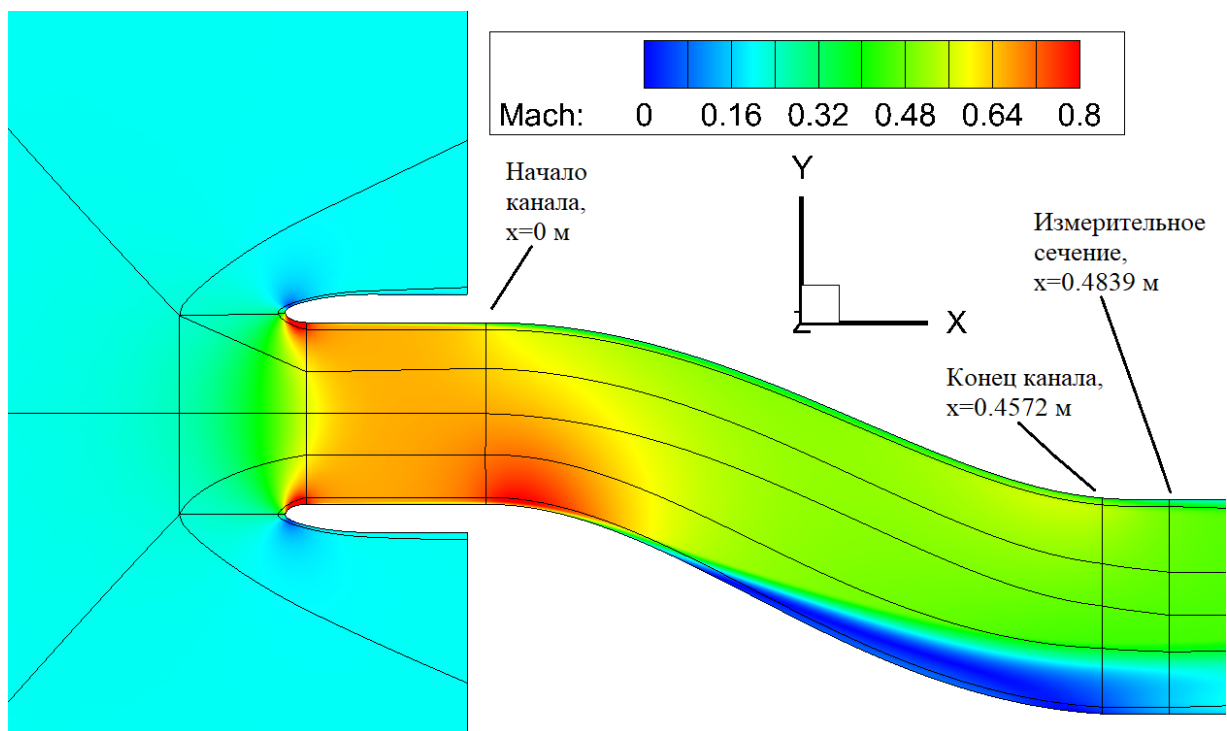


Рисунок 4.1 – Распределение числа Маха в плоскости симметрии канала

Видно, что на начальном участке канала идет нарастание ПС, при этом в зоне изгиба контура на нижней поверхности газ разгоняется до $M=0.8$ (при значении в набегающем потоке $M=0.2$), что, соответственно, приводит к некоторому уменьшению толщины ПС. За изгибом следует зона выравнивания, где происходит торможение и, следовательно, нарастание ПС вплоть до точки отрыва. Описанная картина течения подтверждается графиком распределения толщины вытеснения ПС по нижней поверхности канала, представленным на рисунке 4.2.

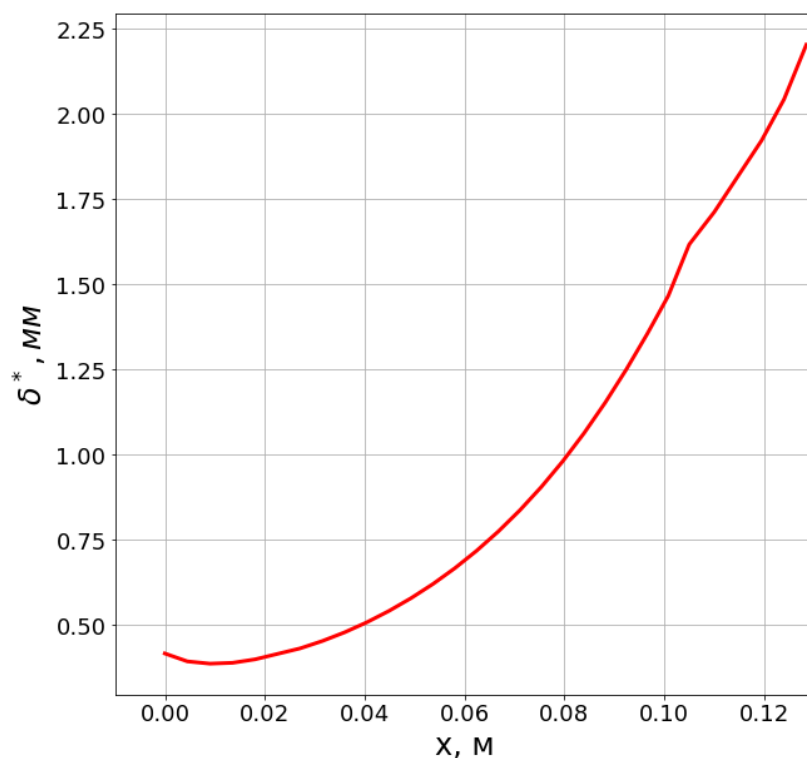


Рисунок 4.2 – Распределение толщины вытеснения ПС по нижней поверхности канала в плоскости симметрии

Так как основное нарастание толщины ПС идет в промежутке между областями выравнивания и отрыва, принято решение разместить щель для отсоса воздуха именно в этом промежутке. На рисунке 3.5 (см. главу 3) представлены линии тока вдоль нижней поверхности канала. Можно выделить три характерные зоны. В первой зоне газ натекает на дугообразную линию отрыва и уходит в свободный поток, во второй газ попадает в область возвратного течения и также уходит в свободный поток, в третьей газ продолжает течь вдоль канала

по направлению основного течения. Исходя из предложения о том, что именно первая зона является основной причиной возникновения отрыва, размер щели в окружном направлении выбирается равным ширине первой зоны.

Таким образом, предлагается размещать щель отсоса на небольшом расстоянии перед точкой начала отрыва, а угол раствора щели устанавливать в соответствии с шириной отрывной области. Способ называется адаптивным, так как щель располагается в соответствии с геометрическими характеристиками (расположением и шириной) рассматриваемого отрывного течения.

4.3 Исследование влияния угла раствора системы отсоса и режимов ее работы на уровень потерь полного давления в канале

В данном разделе диссертации представлены результаты параметрического исследования. На первом этапе зафиксировано положение щели по отношению к отрыву ПС в базовом канале, и варьируется угол раствора щели. За основу взята геометрия канала из раздела 3.1 данной диссертации. Она называется «базовой». Для адаптивной системы УПС на поверхности канала сделан поперечный вырез шириной 1 см, который расположен на расстоянии в 2.5 см от зоны отрыва. Рассматриваются 4 варианта углового размера щели: 1) на всю окружность канала («окружной», угол раствора 360°); 2) на половину окружности канала («полуокружной», 180°); 3) на ширину отрывной зоны («адаптированный», 87.2°); 4) в два раза меньше адаптированного («минимальный», 45°). На рисунке 4.3 представлены все расчетные геометрии.

Расчет выполнен в широком диапазоне варьирования параметров. На рисунке 4.4 представлена зависимость коэффициента восстановления полного давления $v_{сеч}$, рассчитанного по всему ИСК, от расхода воздуха через щель для всех описанных геометрий. Черным пунктиром на графике представлена величина $v_{сеч}$ в «базовом» исполнении. «Окружной» вариант щели является единственным, при котором потери полного давления увеличиваются по сравнению с «базовыми».

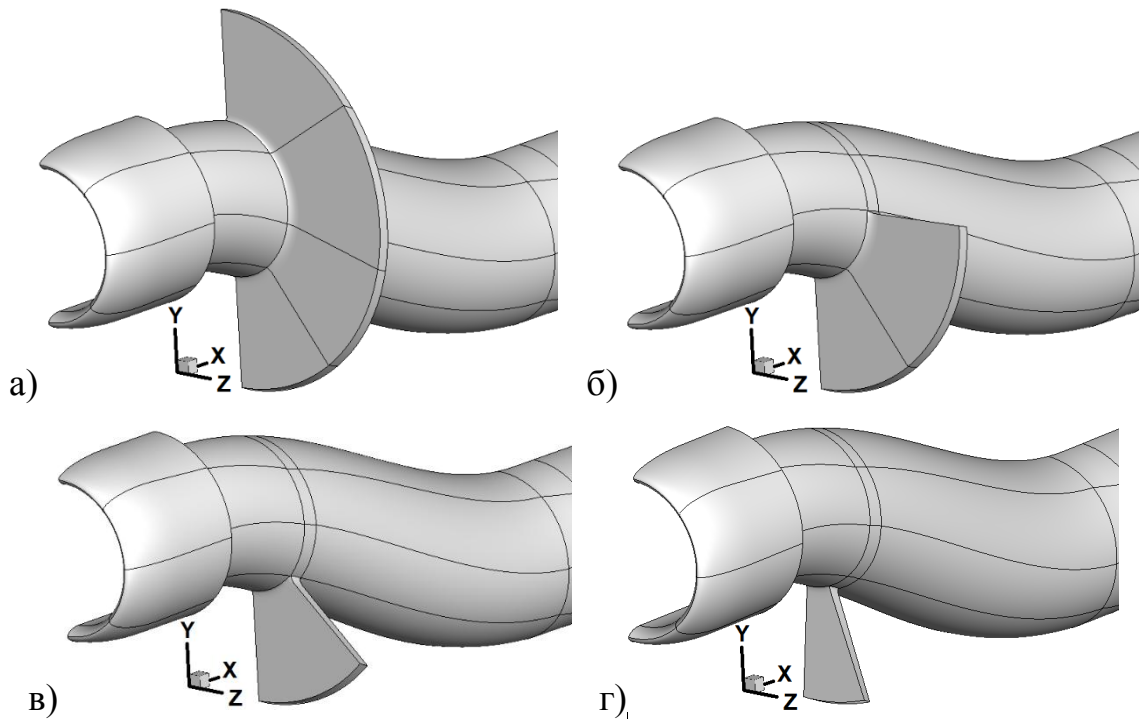


Рисунок 4.3 – Расчетные геометрии каналов с различными углами раствора щели отсоса: а) «окружной»; б) «полуокружной»; в) «адаптированный»; г) «минимальный»

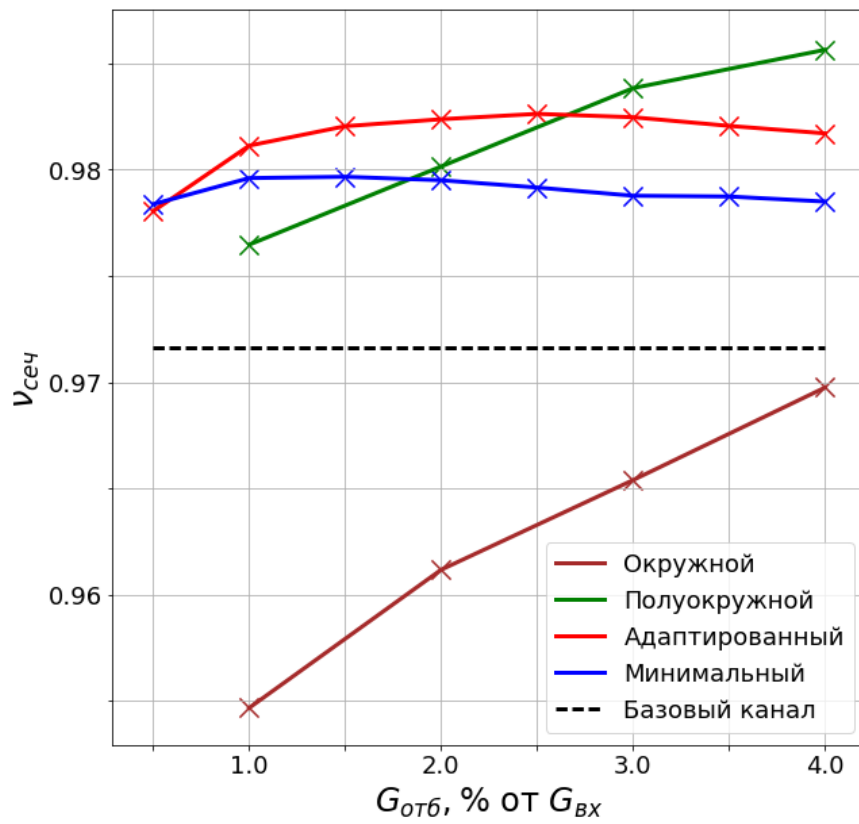


Рисунок 4.4 – Зависимость величины $v_{сеч}$ от $G_{отб}$

Наибольший интерес представляет вариант с наименьшим расходом через щель, так как он соответствует минимальным энергетическим потерям. При расходе $G_{отб} = 0.5\%G_{вх}$ наилучший результат в смысле минимума потерь дают «минимальный» и «адаптированный» варианты щели. При остальных «разумных» расходах $G_{отб} = 1 \div 2.5\%G_{вх}$ наилучший результат показывает «адаптированный» вариант. На рисунке 4.5 представлены графики зависимости параметра окружной неравномерности $\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$ от расхода воздуха через щель.

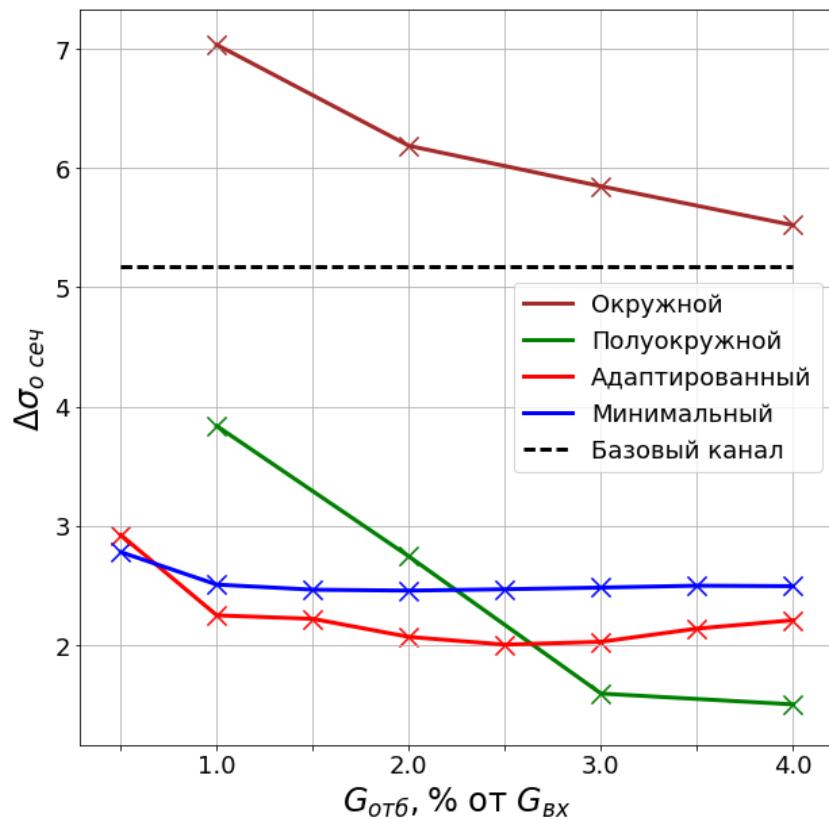


Рисунок 4.5 – Зависимость величины $\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$ от $G_{отб}$

При анализе представленных графиков наблюдаются тенденции, отмеченные ранее. Использование «окружного» варианта щели ухудшает характеристики потока, остальные варианты позволяют получить выигрыш по сравнению с базовым каналом. Формально, при расходе $G_{отб} = 0.5\%G_{вх}$ с небольшим перевесом наилучшим вариантом является «минимальный», но при всех «разумных» расходах $G_{отб} = 1 \div 2.5\%G_{вх}$ безусловный лидер – это «адаптированный» вариант. Рассмотрим линии тока вдоль поверхности канала

для различных вариантов щели при расходе воздуха $G_{отб} = 1\% G_{вх}$ (см. рисунок 4.6).

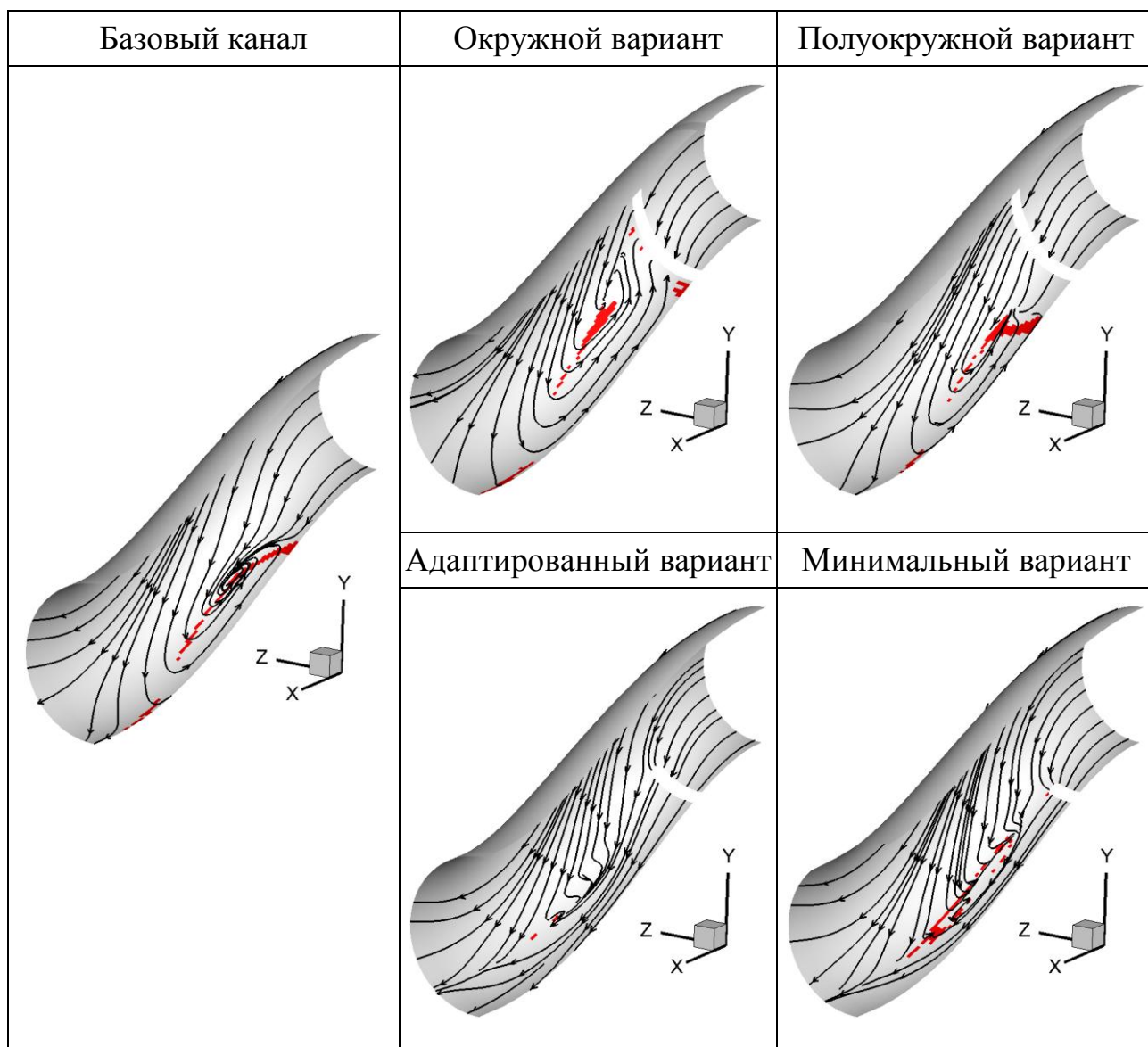


Рисунок 4.6— Линии тока вдоль поверхности канала при $G_{отб} = 1\% G_{вх}$

Красным цветом на рисунке 4.6 выделена область, где выполняется критерий Бам-Зеликовича. Применение «окружного» варианта приводит к тому, что область возвратного течения увеличивается и доходит до щели, т.е. отрыв начинается с нее. При «полуокружном» варианте отрыв происходит ниже по потоку, и область возвратного течения становится меньше. В «адаптированном» и «минимальном» вариантах отрыв полностью подавляется. Под подавлением отрыва подразумевается устранение негативного явления, схема которого описана в разделе 3.4. Для всех вариантов щелей течение вблизи края

приводит к образованию областей завихренности потока вниз по течению. На рисунке 4.7 приведены распределения ν в ИСК для разных вариантов щелей.

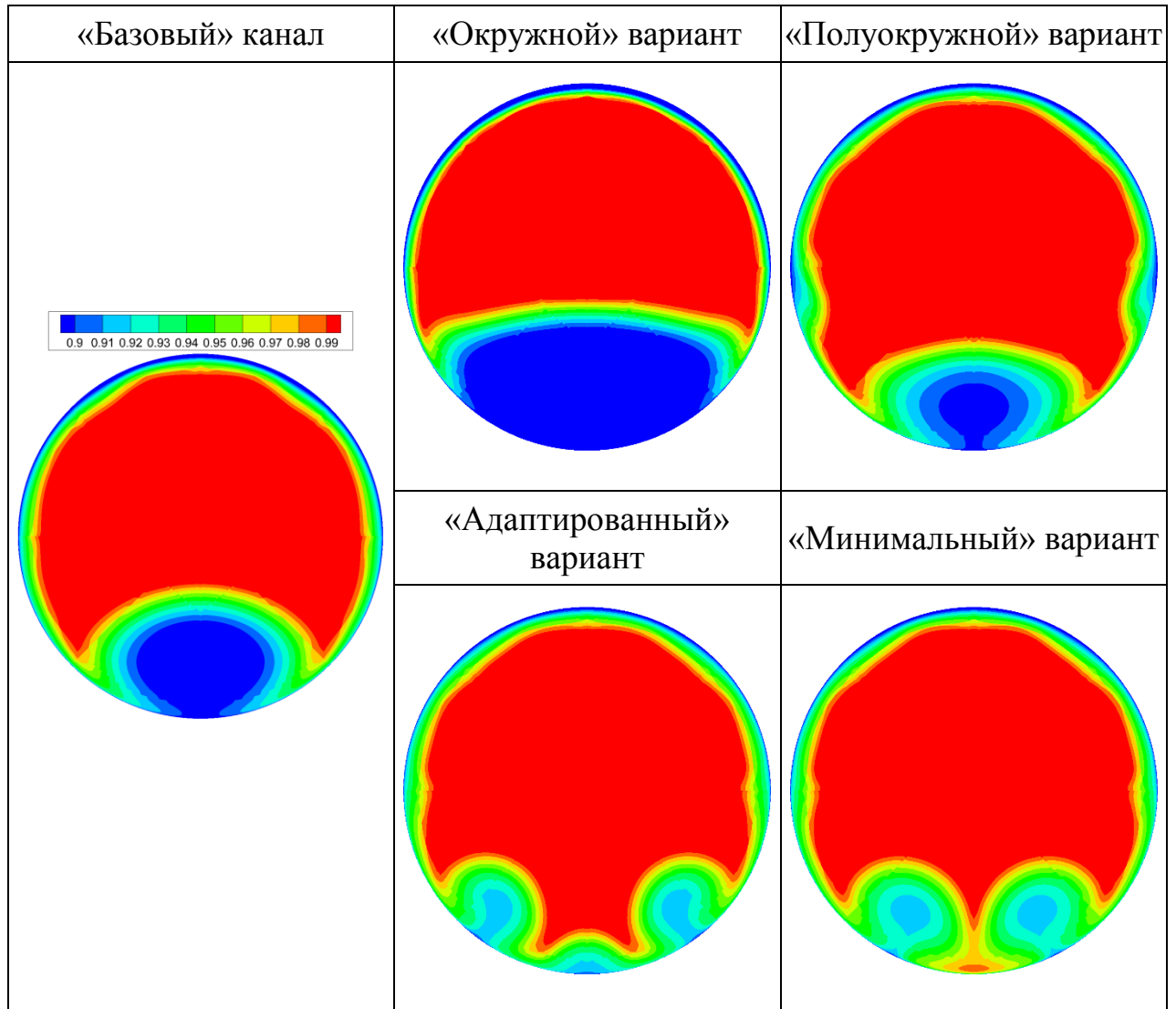


Рисунок 4.7 – Распределение ν в ИСК при $G_{отб} = 1\%G_{вх}$

Видно, что для «окружного» варианта область потерь больше, чем в «базовом». Это согласуется с большим размером зоны возвратного течения. Для «полуокружного» варианта наблюдается уменьшение области потерь, что также согласуется с представлением о структуре течения по линиям тока вдоль поверхности. В случае «адаптированного» варианта область с большими потерями в центральной части канала полностью исчезает. Остается лишь небольшая зона у нижней поверхности канала, которая связана с нарастанием ПС вниз по потоку за щелью. При этом появляются небольшие по площади и потерям полного давления области, связанные с образованием вихревых структур.

В случае «минимального» варианта область с большими потерями также исчезает, однако вихри занимают значительную часть пространства. Необходимый для подавления отрыва расход воздуха через щель для каждого варианта приведен в таблице 4.1. Видно, что с увеличением площади сечения щели увеличивается потребный расход воздуха для организации системы отсоса.

Таблица 4.1 – Расход воздуха через щель, необходимый для подавления отрыва

Вариант щели	«Окружной»	«Полуокруж.»	«Адаптиров.»	«Минимал.»
$G_{отб}, \%G_{вх}$	> 4	3	1	0.5

В таблице 4.2 приведены численные оценки параметров потока, осредненных в ИСК. Зеленым цветом выделены наилучшие варианты по каждому параметру. Стоит отметить интересный факт, что при осреднении по точкам «виртуальной» гребенки (аналог экспериментальной), см. рисунок 4.8, наилучшие результат («греб») показывает «минимальный» вариант, в то время как при математическом осреднении, т.е. по всей площади сечения («сеч»), наилучший результаты показывает «адаптированный» вариант.

Таблица 4.2 – Осредненные в ИСК параметры потока при $G_{отб} = 1\%G_{вх}$

Геометрия	$v_{сеч}$	$v_{греб}$	$\Delta\sigma_{о сеч}$	$\Delta\sigma_{о греб}$
Базовый канал	0.9720	0.9753	5.106	3.854
Окружная щель	0.9547	0.9548	7.035	5.923
Полуокружная щель	0.9765	0.9799	3.837	3.065
Адаптированная щель	0.9811	0.9781	2.248	1.279
Минимальная щель	0.9796	0.9822	2.506	0.8818

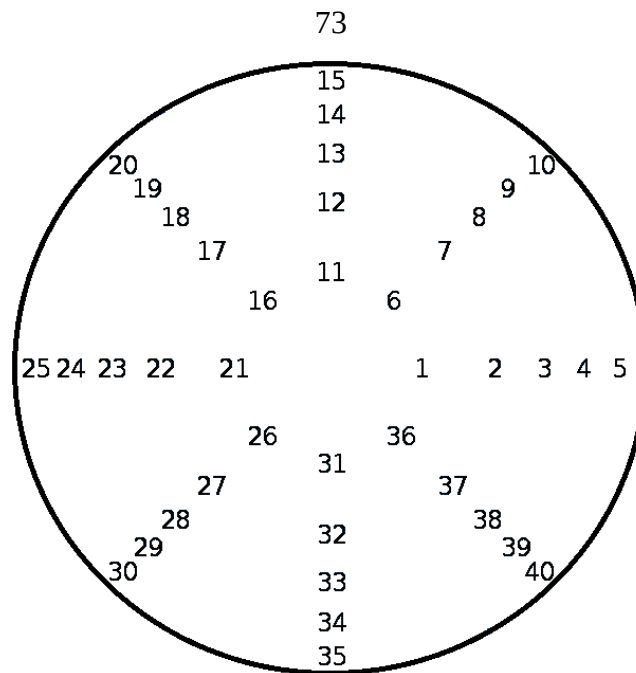


Рисунок 4.8 – Расположение узлов виртуальной гребенки в ИСК

4.4 Исследование влияния положения щели отсоса и режимов ее работы на уровень потерь полного давления в канале

В данном разделе исследуется фактор влияния положения щелей отсоса ПС на характеристики потока в криволинейном канале. Были выбраны несколько характерных положений щели по отношению к каналу и отрыву. В результате предложено 7 конфигураций, при которых щель располагается: 1) в начале изгиба контура; 2) в месте увеличения кривизны контура; 3) перед началом перегиба контура; 4) на месте зарождения отрыва; 5) после начала отрыва; 6) в области развитого отрыва; 7) в конце изгиба канала. Ожидается, что конфигурация №3 окажется оптимальной. На рисунке 4.9 представлены схемы расположения щелей для всех предложенных вариантов. В основном, постановочная часть задачи совпадает с исследованием, представленным в предыдущем разделе. По этой причине, анализ проводится в сокращенном виде.

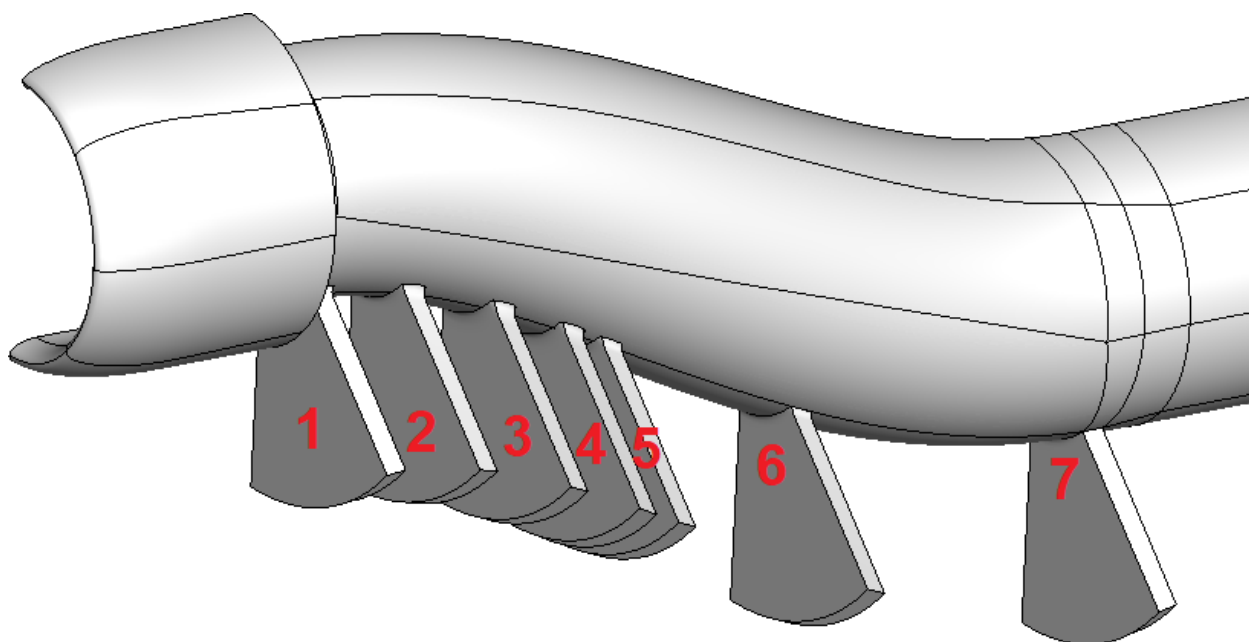


Рисунок 4.9 – Варианты расположения щелей отсоса

На рисунке 4.10 представлены зависимости коэффициента восстановления полного давления $v_{сеч}$ от расхода через щель отсоса, рассчитанные при различных положениях щели.

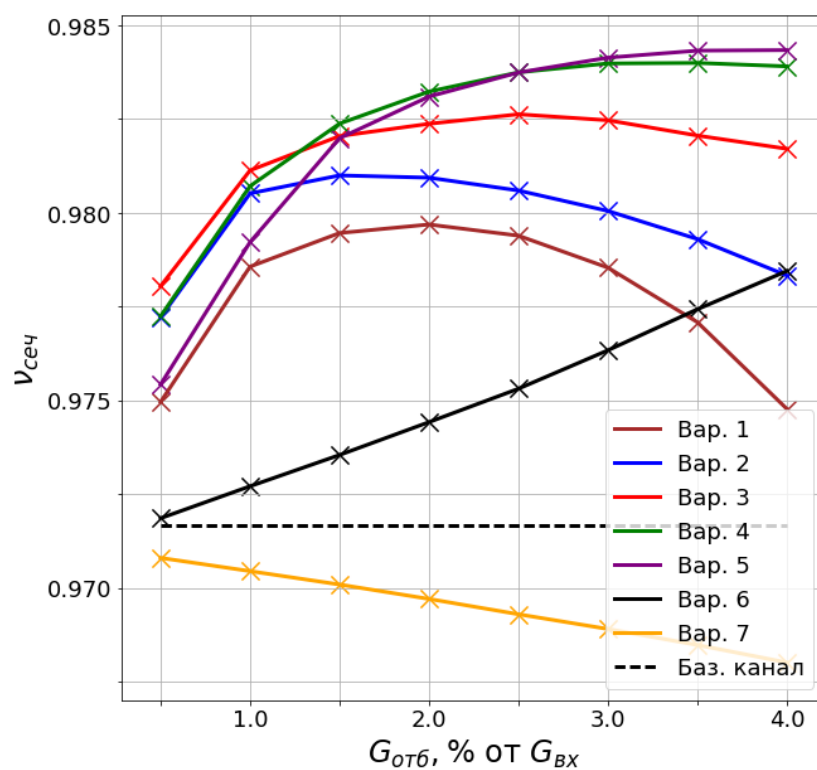


Рисунок 4.10 – Зависимость величины $v_{сеч}$ от $G_{отб}$ для различных положений щели

Перед началом анализа отметим, что зависимость, полученная для варианта 3, отмечена на графике красным цветом. Вариант 7 является единственным, при котором потери полного давления увеличиваются по сравнению с «базовым» каналом. При расходе через щель в $G_{отб} = 0.5 \div 1\% G_{вх}$ наибольшее значение $v_{сеч}$ получается при использовании варианта 3. На промежутке $G_{отб} = 1.5 \div 2\% G_{вх}$ наилучшие результаты показывает вариант 4 с расположением щели в месте зарождения отрыва. При расходе $G_{отб} = 2.5\% G_{вх}$ варианты 4 и 5 дают почти одинаковые результаты, а при расходе $G_{отб} = 3\% G_{вх}$ преимущество демонстрирует вариант 5. На рисунке 4.11 представлена зависимость окружной неравномерности $\Delta\sigma_{о сеч}$ от расхода воздуха через щель.

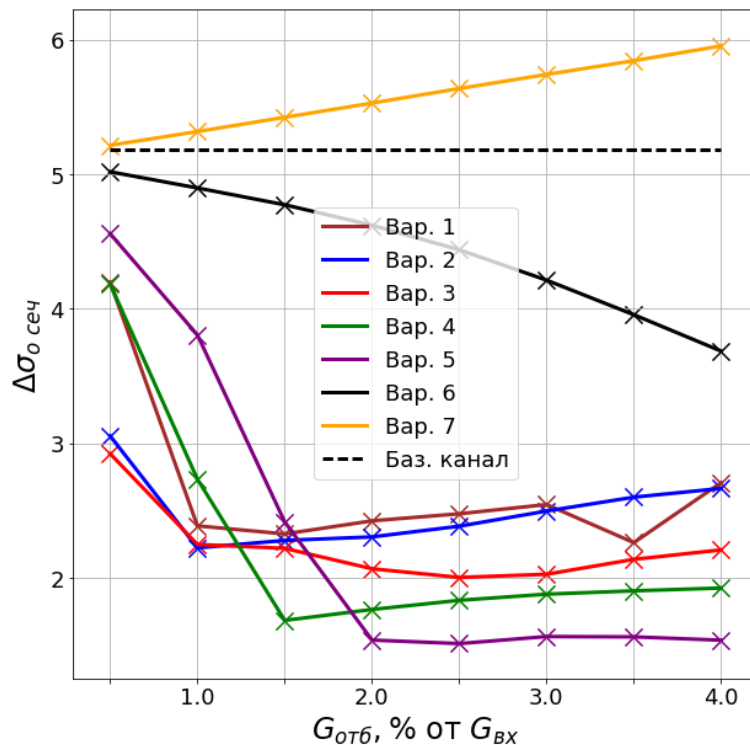


Рисунок 4.11 – Зависимость величины $\Delta\sigma_{о сеч}$ от $G_{отб}$ для различных положений щели

Тенденции похожи на те, что отмечены ранее: расположение щели в конце изгиба увеличивает окружную неравномерность потока. Таким образом, для расхода $G_{отб} = 0.5\% G_{вх}$ наилучшим является вариант 3, а для расхода $G_{отб} = 1\% G_{вх}$ лучшим является вариант 2. При расходе $G_{отб} = 1.5\% G_{вх}$ вариант 4

имеет некоторое преимущество. Но это несущественно, так как при меньших расходах $G_{отб} = 0.5 \div 1\% G_{вх}$ наилучшим опять является вариант 3.

Тщательное изучение полей течения подтверждает сделанный вывод. Оно показывает, что для варианта 3 интенсивность вихря значительно снизилась, а кромочные вихри не имеют достаточной интенсивности для негативного воздействия на поток. Обобщенные данные по средним величинам в ИСК представлены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Сравнение результатов осреднения полей течения в ИСК для расхода $G_{отб} = 1\% G_{вх}$

Геометрия	$v_{сеч}$	$v_{греб}$	$\Delta\sigma_{о сеч}$	$\Delta\sigma_{о греб}$
Базовый канал	0.9720	0.9753	5.106	3.854
Вариант 1	0.9786	0.9804	2.3859	1.2716
Вариант 2	0.9805	0.979	2.2225	1.3105
Вариант 3	0.9811	0.9781	2.248	1.279
Вариант 4	0.9807	0.9785	2.733	1.9614
Вариант 5	0.9792	0.9809	3.8051	2.9386
Вариант 6	0.9727	0.9762	4.8972	3.6537
Вариант 7	0.9704	0.9735	5.3167	3.9431

Зеленым цветом выделены наилучшие варианты по каждому параметру. Если за основу взять максимальное значение $v_{сеч}$, то наилучшим является вариант 3. При этом параметры окружной неравномерности для этого варианта также находятся на приемлемом уровне.

С целью обобщения сделанных заключений проведено дополнительное исследование. На этот раз варьировались значения расхода воздуха через тракт основного канала при разных значениях параметров набегающего потока. Рассмотрены три режима работы канала: 1) работа на месте, $M=0$, на высоте $h=0$ км; 2) пробежка по земле, $M=0.2$, $h=0$ км; 3) полет при числе $M=0.8$

на высоте $H = 11$ км. Расчеты выполнены на сетке mesh1. Варьирование расхода воздуха через канал осуществляется путем изменения величины статического давления на выходе. Так как расход через сечение площадью F рассчитывается по формуле $Q \sim P_0 \cdot q(\lambda) \cdot F$, то при постоянных значениях P_0 и F возможно представить зависимость потерь полного давления только от одного параметра – $q(\lambda)$. Из графиков на рисунке 4.12 видно, что с увеличением $q(\lambda)$ уровень потерь резко увеличивается. При этом пропорционально возрастают неравномерности потока, см. рисунок 4.13.

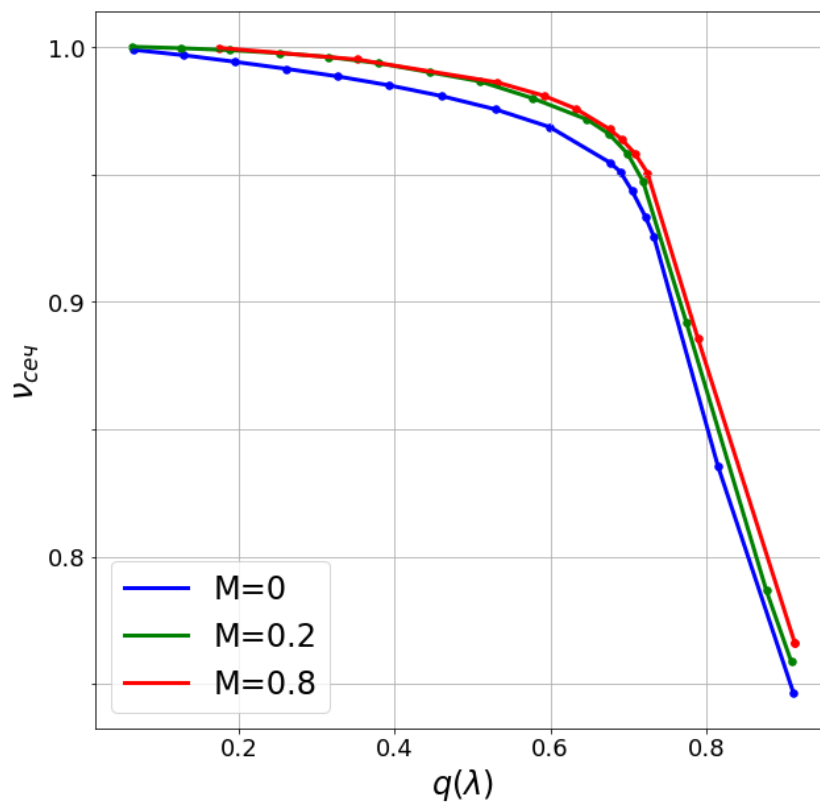


Рисунок 4.12 – Зависимость величины $v_{сеч}$ от $q(\lambda)$ для различных режимов набегающего потока

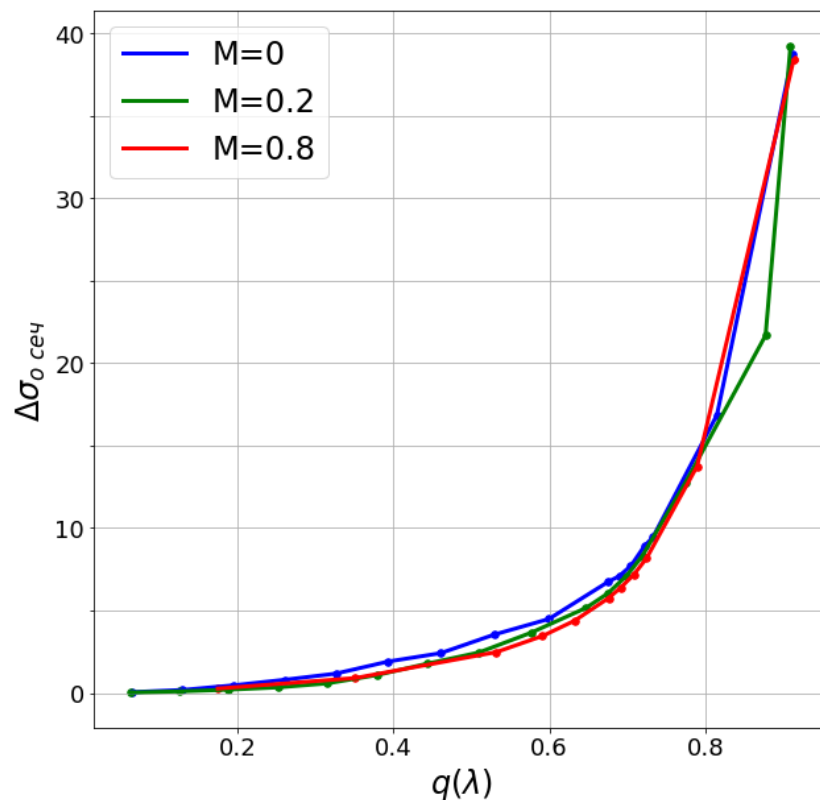


Рисунок 4.13 – Зависимость величины $\Delta\sigma_0 \text{ сеч}$ от $q(\lambda)$ для различных режимов набегающего потока

При некотором «критическом» значении $q(\lambda) \sim 0.7$ наблюдается излом в поведении функций, что связано с появлением сверхзвуковой зоны на входе в канал и, как следствие, с ростом потерь в замыкающем скачке. По мере роста сверхзвуковой зоны происходит «запирание» канала. Проведенный анализ мало зависит от режима внешнего обтекания. Кривые потерь и неравномерностей на графиках (см. рисунки 4.12-4.13) практически совпадают. Это позволяет утверждать, что $q(\lambda)$ является основным определяющим параметром задачи. По этой причине дальнейший анализ по практическому применению адаптивной системы УПС проведен только на одном режиме: $M=0.8$ для двух значений расхода через щель отсоса: $G_{\text{отб}} = 0.5\%G_{\text{вх}}$ и $G_{\text{отб}} = 1\%G_{\text{вх}}$. Щель отсоса располагалась в канале автоматически по анализу распределения критериальной величины по поверхности. Так, начало щели соответствовало координате x , при которой впервые достигалось значение $Kr = 0.006$, а угловой размер щели – максимальной координате по z , где $Kr = 0.015$. Сделано это было в соответствии со значениями критериальной величины, полученными для наилучшего варианта,

рассмотренного выше и в разделе 4.3. На рисунке 4.14 представлены зависимости величины $v_{\text{сеч}}$ от $q(\lambda)$.

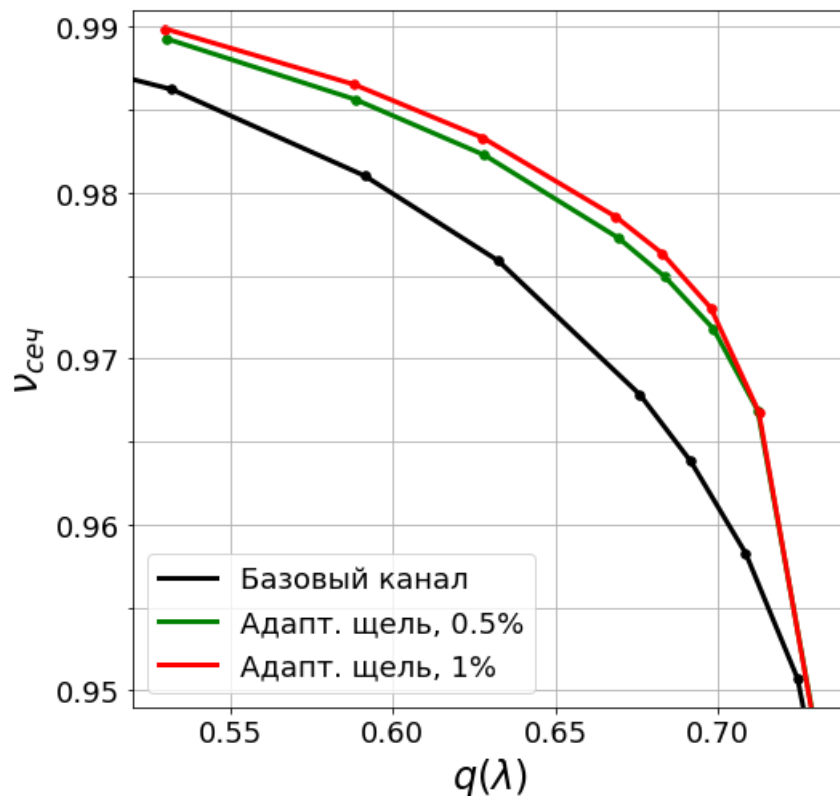


Рисунок 4.14 – Зависимость величины $v_{\text{сеч}}$ от $q(\lambda)$ при использовании адаптивной системы УПС, $M = 0.8$

Применение адаптивной системы УПС позволяет снизить потери полного давления во всем диапазоне изменения параметров. Так, при расходе через щель в $G_{\text{отб}} = 0.5\%G_{\text{вх}}$ выигрыш при значении $q(\lambda) = 0.53$ составляет примерно 0.003 и достигает величины 0.011 при $q(\lambda) \sim 0.7$. При дальнейшем увеличении $q(\lambda)$ выигрыш от применения системы отсоса быстро теряется. Связано это с тем, что для работы системы мы вынуждены прокачивать большее количество газа через входное сечение канала и неявно способствовать его запиранию. Стоит отметить, что увеличение расхода через щель отсоса до $G_{\text{отб}} = 1\%G_{\text{вх}}$ позволяет получить только небольшой дополнительный выигрыш порядка 0.001-0.002, что не оправдывает дополнительных энергетических затрат. На рисунке 4.15 представлены результаты подобного анализа для $\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$.

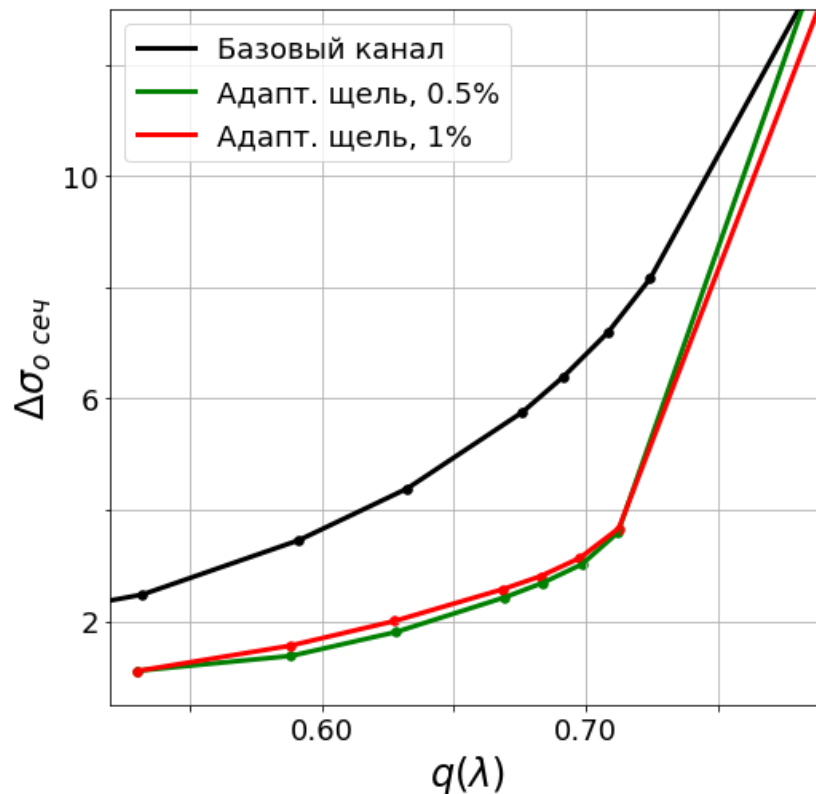


Рисунок 4.15 – Зависимость величины $\Delta\sigma_{0 \text{ сеч}}$ от $q(\lambda)$ при использовании адаптивной системы УПС, $M = 0.8$

Использование адаптации щели отсоса позволяет снизить параметр окружной неравномерности в 2-3 раза. Таким образом, подтверждена возможность улучшения характеристик потока на выходе из канала при использовании предложенной системы отсоса воздуха из криволинейного канала.

4.5 Оценка влияния адаптивной системы отсоса пограничного слоя на пульсации полного давления в измерительном сечении канала

Для оценки пульсационных характеристик потока проведен нестационарный численный расчет полного канала методом SST-IDDES по методике, описанной в разделе 2.2 данной диссертации. Исследованы два варианта геометрии: 1) базовый канал (раздел 3.1); 2) базовый канал с отсосом (раздел 4.1). Метод IDDES использован для моделирования потока в области отрыва. В остальной области применен метод RANS. Технически это выполнено следующим образом. В расчётной области выделено пространство зарождения и развития отрыва. В этой области помещены блоки расчётной сетки с существенно

большей густотой ячеек. Далее, построена независимая, но состыкованная через специальное граничное условие сетка для RANS уравнений с обычной густотой, которая содержит 34 млн ячеек для базового канала и 34.5 млн ячеек для канала с системой отсоса. В задаче использован генератор синтетической турбулентности для перевода ПС в нестационарное состояние режима LES в зоне IDDES-сетки.

Начальное поле рассчитывается методом RANS во всем канале. Параметры набегающего потока задаются равными: $M = 0.207$, $p_0 = 103011$ Па, $T_0 = 282.6$ К. На выходе из канала ставится условие постоянства статического давления. Аналогичное условие ставится на выходе («на дне») из щели отсоса. Граничные условия для обоих каналов согласуются по расходу. Согласование происходит на основе результатов RANS расчетов. Из-за нестационарности течения расход через щель составляет $G_{отб} \approx 1.3\% G_{вх}$.

Шаг интегрирования по времени $\tau \approx 1.5 \cdot 10^{-7}$ с (число Куранта порядка единицы в зоне отрыва) подбирается таким образом, чтобы проследить движение мельчайших разрешаемых вихрей, которые образуются в области отрыва. Исследуется временной промежуток порядка $\tau = 0.1$ с. За первые $\tau = 0.02$ с решение устанавливается, т.е. все параметры выходят на некоторый «предельный» цикл колебаний общего поля. После этого начинается сбор статистики и расчет пульсационных характеристик в контрольных точках.

Осреднённые по времени результаты, полученные методом IDDES, качественно совпадают с результатами, полученными по методу RANS. На рисунке 4.16 сопоставлены поля распределения коэффициента восстановления полного давления. Хорошо видны области отрывов. В канале с отсосом ПС уровень потерь полного давления в отрывах значительно ниже. По мгновенной картине полей течения можно оценить масштаб разрешаемых вихрей. В таблице 4.4 представлены численные значения характеристик в ИСК. Для сравнения также представлены результаты расчета в рамках RANS подхода из раздела 4.3. Несмотря на то, что численные значения параметров различаются, уровень улучшения характеристик при применении адаптивной системы УПС совпадает с хорошей точностью. Это является еще одним подтверждением, что

для оценки изменения интегральных величин можно использовать более простой RANS подход. Но таким способом можно получить только средние величины.

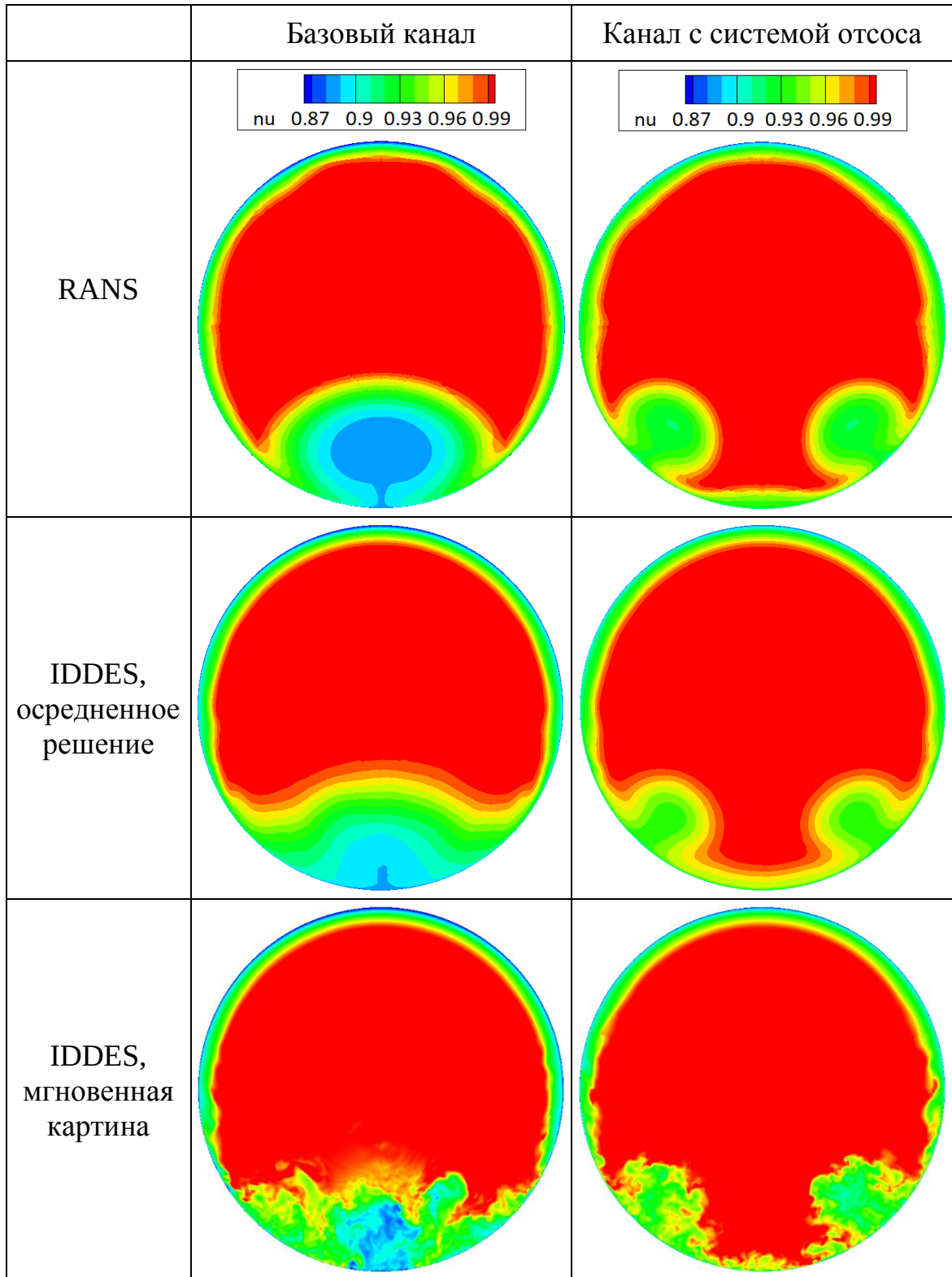


Рисунок 4.16 – Распределение v в ИСК для расчетов различными методами

Таблица 4.4 – Сравнение величин параметров в ИСК по двум методам

Параметр	RANS			IDDES		
	Баз. канал	Канал с УПС	Δ , %	Баз. канал	Канал с УПС	Δ , %
$v_{сеч}$	0.9720	0.9811	+0.936	0.9748	0.9839	+0.934
$\Delta\sigma_{о сеч}$	5.106	2.248	–55.97	3.730	1.566	–58.02

В таблице 4.5 представлены результаты расчета пульсаций полного давления, полученные по соотношению $\varepsilon = \sqrt{(\delta p_0)^2} / p_{0\text{ср}}$, где

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

Значения пульсаций рассчитываются в точках,

соответствующих узлам виртуальной гребенки размерностью 8 на 5 точек, см. рисунок 4.8.

Таблица 4.5 – Значения параметра ε в точках виртуальной гребенки

Номер точки	Базовый канал	Канал с УПС	Разница, %	Номер точки	Базовый канал	Канал с УПС	Разница, %
1	0.231	0.082	–64.56	21	0.211	0.075	–64.30
2	0.181	0.102	–43.62	22	0.168	0.101	–39.95
3	0.157	0.106	–32.36	23	0.145	0.110	–24.29
4	0.420	0.429	2.13	24	0.332	0.411	23.72
5	1.998	2.146	7.38	25	1.617	1.945	20.31
6	0.133	0.052	–60.94	26	0.869	0.157	–81.91
7	0.100	0.047	–52.78	27	1.815	1.711	–5.73
8	0.089	0.047	–46.77	28	2.242	2.150	–4.10
9	0.088	0.062	–29.48	29	2.512	1.618	–35.57
10	0.181	0.095	–47.29	30	2.562	1.615	–36.96
11	0.117	0.051	–56.15	31	2.384	0.134	–94.37
12	0.091	0.048	–46.65	32	3.391	0.202	–94.05
13	0.081	0.050	–37.68	33	2.407	0.227	–90.57
14	0.078	0.058	–25.33	34	1.617	0.666	–58.79
15	0.149	0.070	–53.41	35	1.421	1.564	10.08
16	0.127	0.051	–59.87	36	0.996	0.190	–80.93
17	0.098	0.048	–51.25	37	2.159	1.777	–17.67
18	0.087	0.049	–44.05	38	2.338	2.195	–6.11
19	0.086	0.063	–26.44	39	2.616	1.675	–35.95
20	0.176	0.102	–41.90	40	2.866	1.638	–42.86
Среднее по всем точкам	Базовый канал			Канал с щелью			Разница, %
	0.9833			0.5980			–39.18

Данные представлены как для отдельных точек, так и в виде осреднения по площади. Во всех точках, где наблюдается высокий уровень пульсаций в базовом канале (точки 27-34, 37-40, попадающие в область потерь), применение системы отсоса приводит к существенному снижению величины пульсаций. Так, в точках 31-33 уровень пульсаций снижается на величину 90-95%. Увеличение уровня пульсаций наблюдается всего в пяти точках (точки 4, 5, 24, 25, 35), при этом изменение невелико как в абсолютных, так и относительных величинах. Если рассматривать среднее значение пульсаций по всем измерительным точкам, то оно снижается примерно на 40% при использовании системы отсоса. Максимальное наблюдаемое значение ε падает на 35% (3.391 в точке 32 в базовом канале и 2.195 в точке 38 при использовании системы отсоса).

4.6 Оценка эффективности адаптивной системы отсоса пограничного слоя по сравнению с другими способами управления отрывом в криволинейном канале

Для оценки эффективности предложенной адаптивной системы УПС проведен анализ имеющихся в открытом доступе исследований, выполненных различными авторами. Для удобства анализа все известные данные сведены в таблицу 4.6.

Таблица 4.6 – Оценка эффективности различных способов управления отрывом

Способ управления	Δv	$\Delta DC60$
Вихрегенераторы [52]	0.75%	90.0%
Вихрегенераторы [50]	0.44%	—
Оптимизация геометрии [56]	0.47%	48.6%
Вихрегенераторы [69]	0.17%	67.8%
Микроструи [69]	1.13%	79.1%
Схема «вдув-выдув» [66]	2.1%	96.5%
Адаптивная система УПС	0.94%	75.2%

В таблице приведены величины выигрыша по коэффициенту восстановлению полного давления, определяемого формулой $\Delta v = (v_{\text{упс}} - v_{\text{баз}}) / v_{\text{баз}}$, где индекс «упс» означает расчет с применением адаптивной системы УПС, а «баз» – расчет базового канала, и выигрыша по параметру $DC60$, характеризующего наибольшие потери полного давления в секторе 60° : $\Delta DC60 = (DC60_{\text{упс}} - DC60_{\text{баз}}) / DC60_{\text{баз}}$. Сопоставление показывает, что предложенная в диссертации адаптивная система УПС не уступает по эффективности лучшим из рассмотренных в литературе подходов, а в большинстве случаев превосходит их. 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.

4.7 Выводы к главе 4

На основе представленных данных сделаны следующие выводы: предложенный способ адаптации щели отсоса ПС к размеру и положению отрывной зоны позволяет получить наибольший выигрыш среди рассмотренных вариантов щели, который достигает 1% по абсолютной величине коэффициента восстановления полного давления и 56% по абсолютной величине параметра окружной неравномерности. Эффективность предложенной системы была подтверждена на широком диапазоне расходов газа через канал ($q(\lambda) = 0.53 \div 0.72$) и в численном расчете вихреразрешающим методом, в котором были подтверждены результаты RANS-расчета, а также продемонстрировано снижение амплитуды пульсаций полного давления на 39%. Сравнение с результатами других исследований показало, что адаптивная система УПС по эффективности не уступает другим основным методам управления отрывом.

5 Экспериментальные исследования модели криволинейного канала с возможностью отбора пограничного слоя

В данной главе приведены результаты экспериментальных испытаний, целью которых было подтверждение представленных в главах 3 и 4 результатов численных исследований. Рассматривается криволинейный канал с возможностью отбора ПС через щели различных угловых размеров. Получены такие характеристики как коэффициент восстановления полного давления, параметр окружной неравномерности и относительная амплитуда пульсаций полного давления в измерительном сечении. Методом сажемасляного покрытия построены поверхностные линии тока для сравнения схем течений, реализующихся в эксперименте и в численных расчетах. Также представлено сравнение с численными расчетами экспериментальной модели.

5.1 Описание модели

Модель канала выполнена в соответствии с математической моделью канала M2129, рассмотренного ранее в диссертации. Однако из-за имеющихся ограничений по возможностям экспериментальной базы модель была отмасштабирована до выходного диаметра в 190 мм. Таким образом, рабочая (внутренняя) часть поверхности состоит из лемнискатного входа, подводящей цилиндрической части, криволинейного канала и цилиндрического участка между каналом и измерительным сечением (рисунок 5.1). Основные геометрические параметры: а) лемнискатный вход – диаметр передней кромки 32 мм; б) подводящая цилиндрическая часть – длина 164.6 мм, диаметр 160.6 мм; в) криволинейный канал – диаметр входа 160.6 мм, диаметр выхода 190 мм, длина 570 мм, отклонение средней линии 171 мм, максимальный угол отклонения средней линии $\sim 25^\circ$; г) цилиндрическая часть между концом канала и измерительным сечением – длина 33.3 мм, диаметр 190 мм.

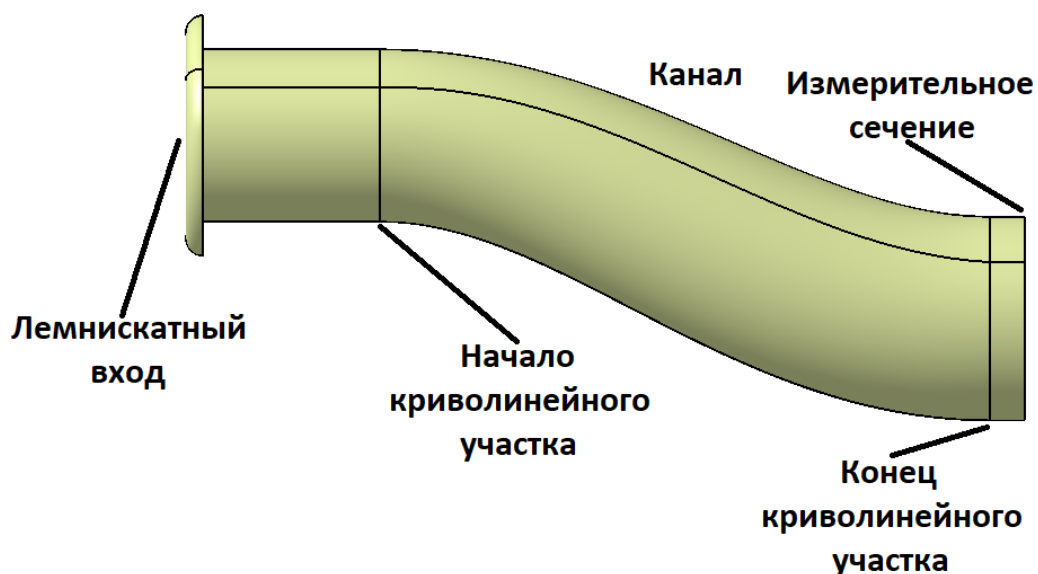


Рисунок 5.1 – Схема канала

Модель устанавливалась на рабочую стойку с диаметром измерительного сечения 190 мм.

В модели предусмотрен сменный отсек для размещения щели отбора пограничного слоя. Основные геометрические параметры: длина щели в направлении оси x 12.5 мм, угол раствора в плоскости $x - y$ 16.6° , угол раствора в плоскости $y - z$ варьируется [32.1° , 63.9° , 95.4° , 126.5° , 157.2°] (рисунок 5.2 – щель с углом раствора 63.9°).

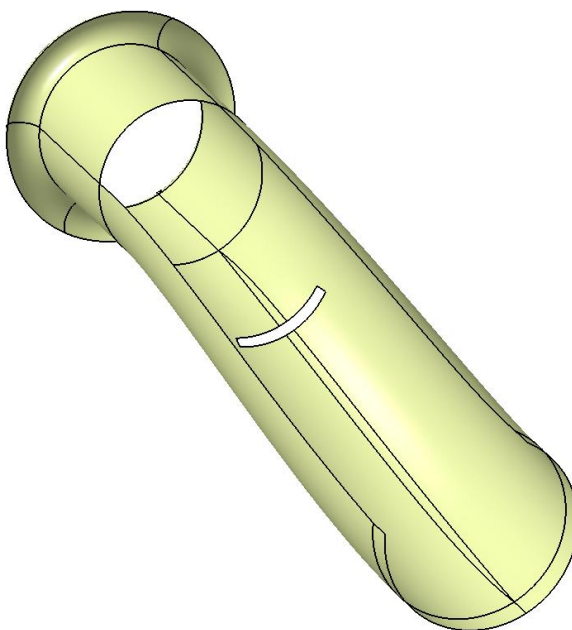


Рисунок 5.2 – Щель для отбора ПС, вид против потока сверху на нижнюю поверхность канала

Модель распечатана из пластика на 3D-принтере. Для удобства модель была изготовлена разборной (рисунок 5.3). Деталь 2 сделана съемной для того, чтобы наносить сажемасляное покрытие на нижнюю поверхность канала и делать фотографии полученных линий тока, деталь 5 – для регулирования размера щели при помощи вставок (рисунок 5.4). Для удобства в дальнейшем введены следующие обозначения: щель 1 – вариант геометрии без вставки 1, щели 2, 3, 4, 5 – варианты без вставок 1-2, 1-3, 1-4, 1-5, соответственно. Таким образом щель 1 – вариант щели с наименьшим угловым размером, щель 5 – с наибольшим. Базовым каналом будем называть вариант геометрии со всеми вставками, т.е. с закрытой щелью. Размер щели 2 соответствует размеру отрывной зоны, полученной в предварительных численных расчетах.

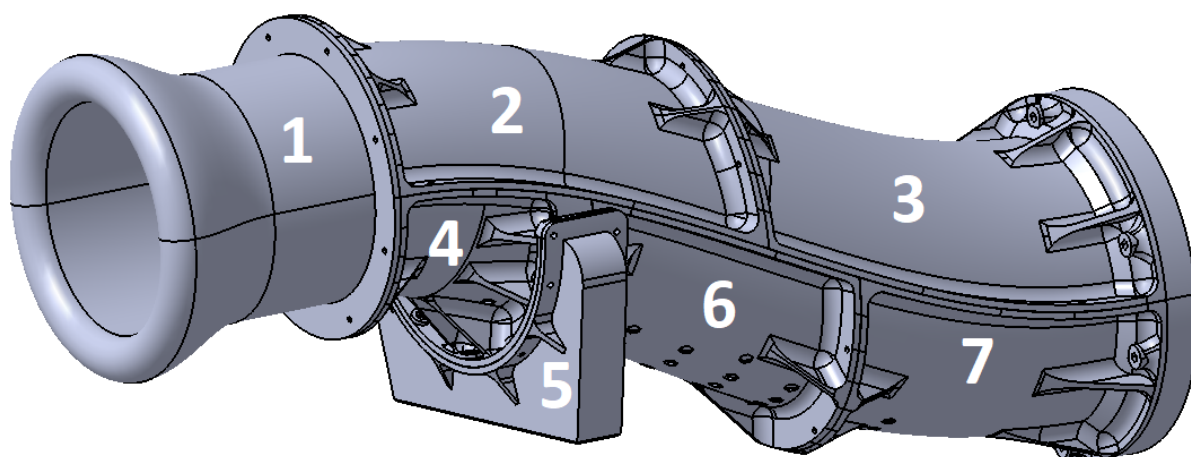


Рисунок 5.3 – Модель сборки канала для изготовления

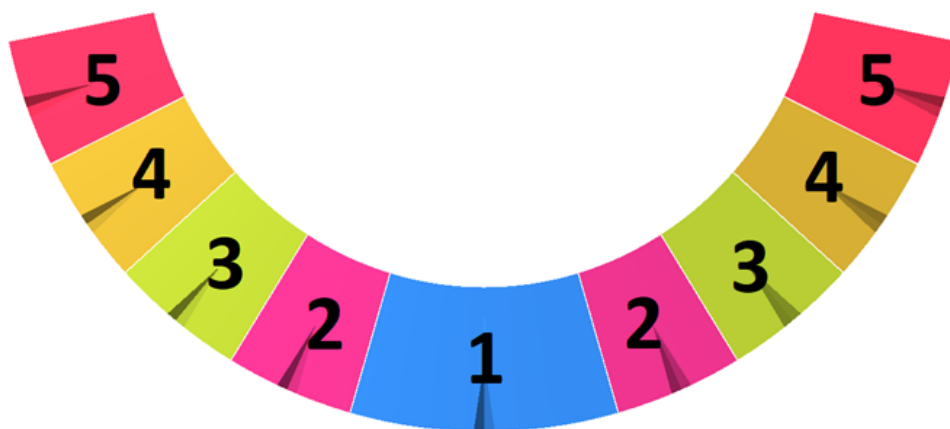


Рисунок 5.4 – Обозначения вставок
для регулирования размера щели отбора ПС

На рисунке 5.5 приведены фотографии модели на рабочей стойке. Для удобства разборки/сборки модели при регулировании размера щели вставками канал был установлен на бок.

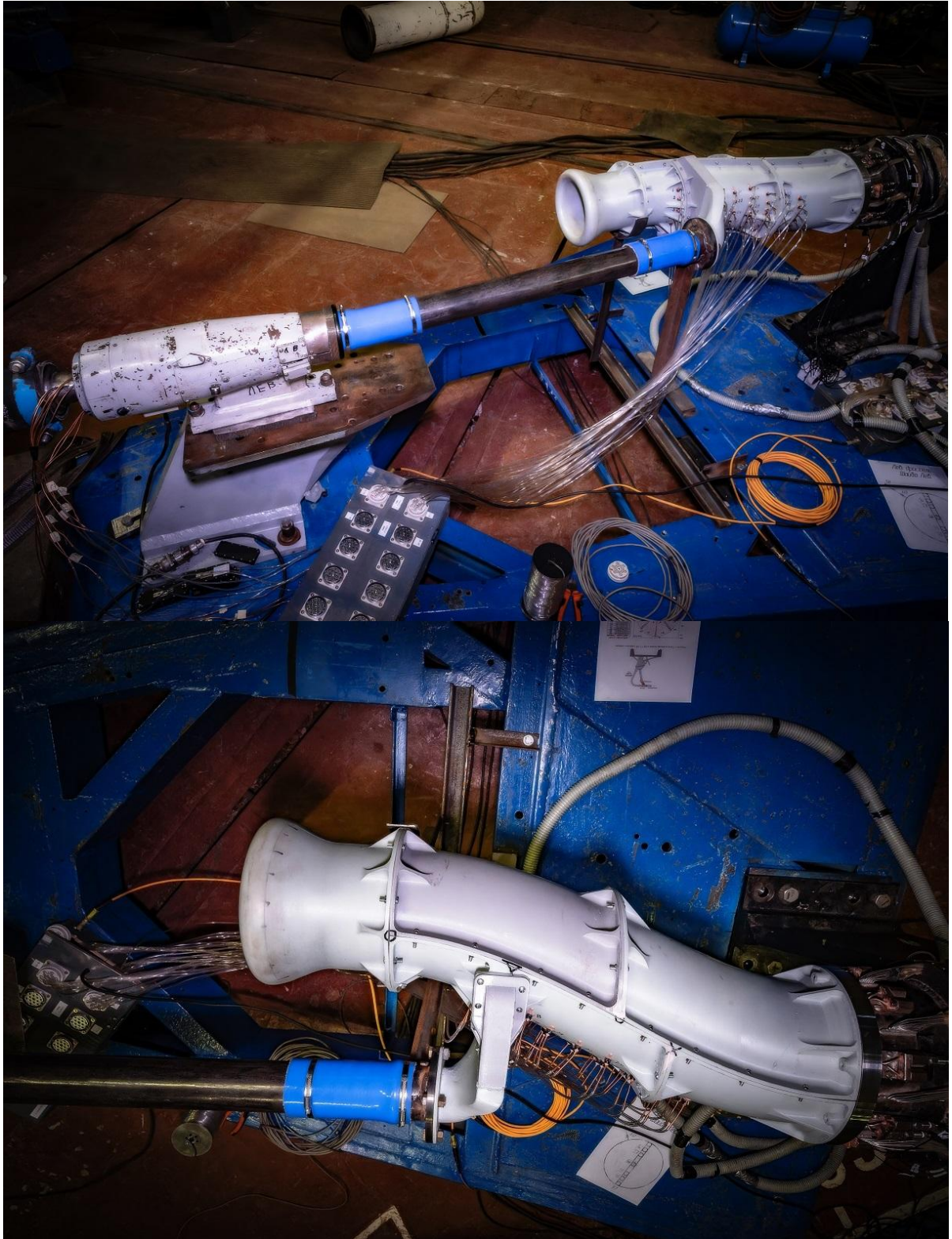


Рисунок 5.5 – Установка модели на стойке

5.2 Методика проведения испытаний

В рамках экспериментальных исследований были проведены 19 пусков с соответствующими протоколами 1001-1019. Пуски 1001, 1002, 1010, 1013 и 1015 были пробные, поэтому результаты по ним не приводятся. В таблице 5.1 представлена программа испытаний для результативных пусков. Набегающий поток во время испытаний не моделировался. В таблице 5.2 представлены параметры атмосферы для каждого пуска.

Таблица 5.1 – Программа испытаний

Пуск	Вариант геометрии	$G_{\text{вх}}$, кг/с	$G_{\text{отб}}$, кг/с	Измеряемые параметры
1003	Базовый канал	var	—	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1004	Щель 1	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1005	Щель 2	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1006	Щель 3	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1007	Щель 4	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1008	Щель 5	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1009	Щель 4	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1011	Щель 3	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1012	Щель 2	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1014	Щель 1	~4.2	var	$v, \Delta \bar{\sigma}_0, \varepsilon$
1016	Базовый канал	~4.2	—	Линии тока
1017	Щель 2	~4.2	0	Линии тока
1018-1019	Щель 2	~4.2	~0.04	Линии тока

Таблица 5.2 – Параметры атмосферы для каждого пуска

№ пуска	p_0 , мм. вод. ст.	T_0 , К	М
1003	10272	292.6	0
1004	10267	292.7	0
1005	10262	292.8	0

1006	10258	293.0	0
1007	10256	293.0	0
1008	10253	293.1	0
1009	10249	293.1	0
1011	10241	293.5	0
1012	10211	293.1	0
1014	10208	293.1	0
1016	10194	293.8	0
1017	10189	294.0	0
1018	10187	294.2	0
1019	10186	294.2	0

Во время проведения эксперимента была обнаружена зависимость характеристик канала от процесса установления режимов расхода через канал и щель, поэтому ниже приводится подробное описание каждого пуска:

- Пуск 1003 – варьировался расход на входе в двигатель $G_{\text{вх}}$, начиная с $G_{\text{вх}} = 0$ кг/с до запираания канала ($G_{\text{вх}} \cong 4.7$ кг/с);
- Пуски 1004-1007 – устанавливался $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с при расходе через щель $G_{\text{отб}} = 0$ кг/с, затем $G_{\text{отб}}$ увеличивался до запираания щели ($G_{\text{отб1}}$). При запираании щели $G_{\text{вх}}$ снижался до ~ 2.1 кг/с, $G_{\text{отб}}$ устанавливался на уровне выше $G_{\text{отб1}}$, расход на входе в двигатель снова устанавливался на уровне 4.2 кг/с, и $G_{\text{отб}}$ увеличивался до величины 0.2 кг/с или до запираания щели;
- Пуск 1008 – проводился по аналогии с пусками 1004-1007, но после второго запираания щели проводилось снижение расхода через щель до $G_{\text{отб}} = 0$ кг/с;
- Пуск 1009 – устанавливался $G_{\text{отб}} \cong 0.2$ кг/с, затем устанавливался $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, после чего проводилось снижение расхода через щель до $G_{\text{отб}} = 0$ кг/с;

- Пуски 1011-1012, 1014 – проводились по аналогии с пуском 1009, но после снижения расхода через щель до $G_{отб} = 0$ кг/с проводилось повторное увеличение $G_{отб}$ до запираания щели;
- Пуск 1016 – быстрый выход на режим $G_{вх} \cong 4.2$ кг/с при закрытой щели, после чего режим удерживался в течение минуты для получения поверхностных линий тока;
- Пуски 1016-1017 – быстрый выход на режим $G_{вх} \cong 4.2$ кг/с при нулевом расходе через щель, после чего режим удерживался в течение минуты для получения поверхностных линий тока;
- Пуск 1018 – устанавливался $G_{отб} \cong 0.2$ кг/с, затем устанавливался $G_{вх} \cong 4.2$ кг/с, после чего проводилось снижение $G_{отб}$ до 0.04 кг/с и удержание режима в течение минуты для получения поверхностных линий тока;
- Пуск 1019 – устанавливался $G_{вх} \cong 4.2$ кг/с при расходе через щель $G_{отб} = 0$ кг/с, затем устанавливался $G_{отб} \cong 0.04$ кг/с и проводилось удержание режима в течение минуты для получения поверхностных линий тока.

Подробное объяснение причин, по которым в процессе испытаний изменялась методика проведения эксперимента, приведено в разделе, посвященном анализу полученных результатов (раздел 5.4).

5.3 Методика обработки материалов испытаний

В измерительном сечении воздухозаборника на входе в «виртуальный» двигатель расположена 8-лучевая гребенка приемников полного давления на 88 точек (рисунок 5.6). Диаметр входа в двигатель $D_{дв} = 190$ мм. Приемники давлений в гребенке расположены по равновеликим площадям. Амплитуды пульсаций полного давления $\varepsilon = \sqrt{(\delta p_0)^2} / p_{0\text{ср}}$, где $(\delta p_0)^2 = \frac{1}{t} \int_0^t [\delta p_0(\tau)]^2 d\tau$ измерялись в 10 точках (в точках 1-4, 9-13 и 16 в соответствии с рисунком 5.6),

так как канал был расположен на боку и именно эти точки соответствовали области интереса (нижней половине канала).

В шайбе дроссельно-расходомерного устройства канала расположена гребенка приемников полного давления на 15 точек (рисунок 5.7). На поверхности расположены 4 точки измерения статического давления.

В мерной шайбе отсека отбора пограничного слоя (ПС) расположена гребенка приемников полного давления на 7 точек (рисунок 5.8). На поверхности расположены 3 точки измерения статического давления. Диаметр шайбы 40 мм.

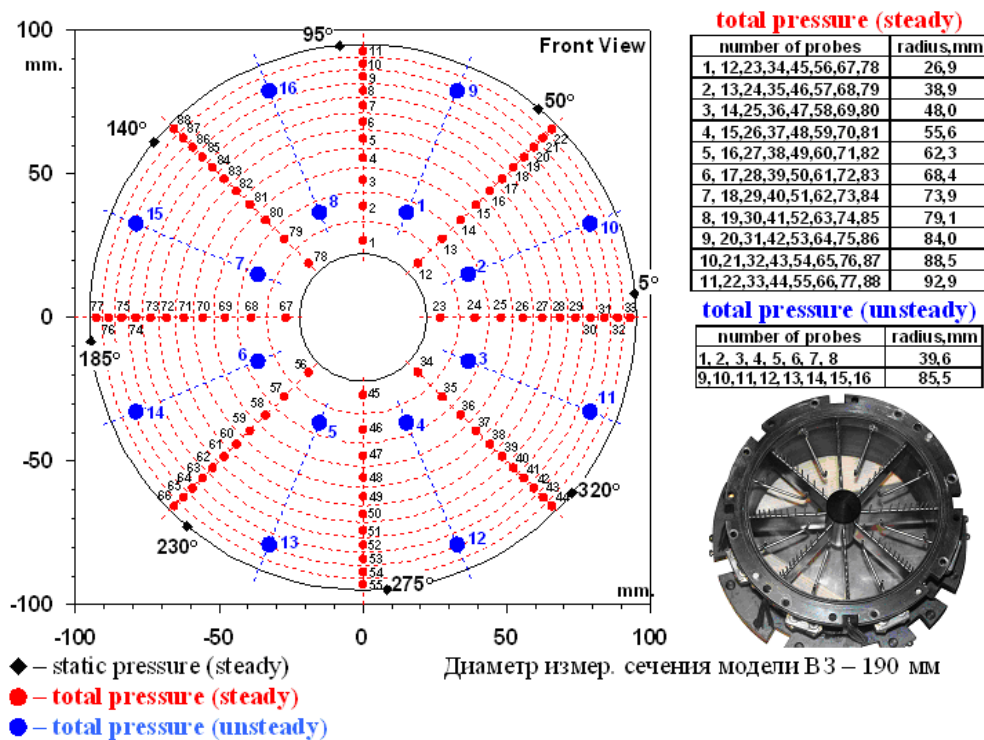


Рисунок 5.6 – Препарировка измерительного сечения двигателя

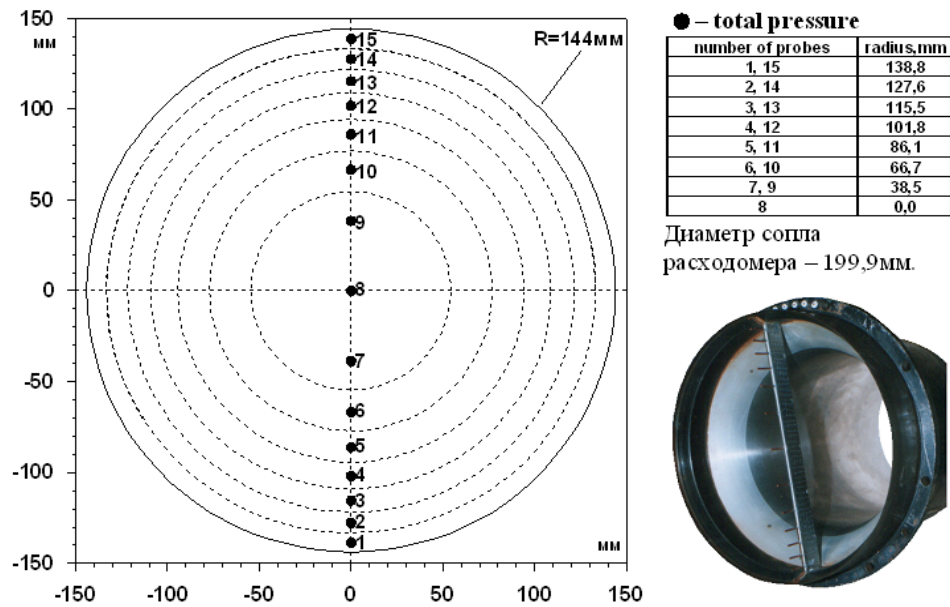


Рисунок 5.7 – Препарировка измерительного сечения расходомера

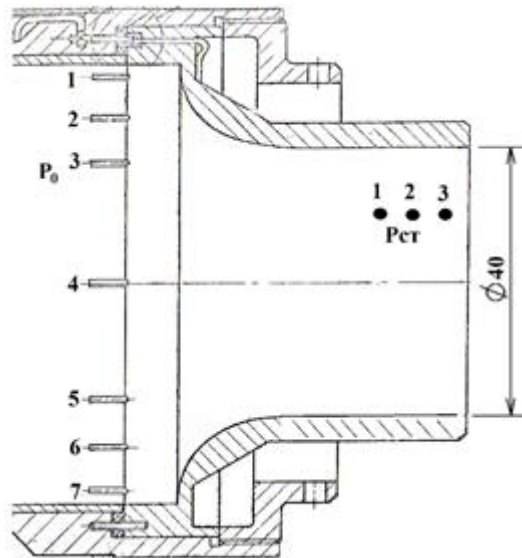


Рисунок 5.8 – Препарировка измерительного сечения расходомера системы отбора пограничного слоя

Обработка материалов испытаний осуществлялась по представленной ниже методике (таблица 5.3).

Таблица 5.3 – Методика обработки измерений

№	Обработка измерений в расходомере канала
1.	Среднее статическое давление $p_{\text{расх}} = \sum_{i=1}^4 p_{\text{расх}}^i / 4$, кг/см ²
2.	Среднее полное давление $p_{0\text{расх}} = \sum_{i=1}^{15} p_{0\text{расх}}^i / 15$, кг/см ²
3.	Газодинамическая функция давления $p(\lambda_{\text{расх}}) = p_{\text{расх}} / p_{0\text{расх}}$
4.	Газодинамическая функция расхода $q(\lambda_{\text{расх}}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \cdot \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \sqrt{p(\lambda_{\text{расх}})^{2/k} - p(\lambda_{\text{расх}})^{(k+1)/k}}; \quad k = 1, 4$
№	Обработка измерений в измерительном сечении
5.	Среднее полное давление $p_{0\text{дв}} = \sum_{i=1}^{88} p_{0\text{дв}}^i / 88$, кг/см ²
6.	Коэффициент восстановления полного давления $\nu_{\text{дв}} = p_{0\text{дв}} / p_0$
7.	Газодинамическая функция расхода $q(\lambda_{\text{дв}}) = \frac{P_{0\text{расх}} \times F_{\text{расх}}}{P_{0\text{дв}} \times F_{\text{дв}}} \times q(\lambda_{\text{расх}})$, $F_{\text{расх}} = F_{\text{шайбы}} = \frac{\pi}{4} 199.9^2 = 313.845 \text{ см}^2$, $D_{\text{кок}} = 50 \text{ мм}$, $D_{\text{кан.сеч.дв}} = 190 \text{ мм}$, $F_{\text{дв}} = \frac{\pi}{4} (190^2 - 50^2) = 263.894 \text{ см}^2$
8.	Физический расход воздуха, кг/с $G_{\text{физ.расх}}^{\text{мод}} = \frac{k \times \left(\frac{2}{k+1} \right)^{k/(k-1)}}{a_*} \times p_{0\text{расх}} \times q(\lambda_{\text{расх}}) \times F_{\text{расх}} =$ $= 0.3963 \times \frac{p_{0\text{расх}} [\text{кг/см}^2]}{\sqrt{T_{0\text{расх}}}} \times q(\lambda_{\text{расх}}) \times F_{\text{расх}} [\text{см}^2]$ $F_{\text{расх}} = F_{\text{шайбы}} = 313.845 \text{ см}^2$, $T_{0\text{расх}} = T_{0\text{АДГ}}$
9.	Параметр окружной неравномерности потока $\Delta \bar{\sigma}_o$, %
10.	Параметр радиальной неравномерности потока $\Delta \bar{\sigma}_r$, %
11.	Осреднённая среднеквадратичная относительная (по отношению к $p_{0\text{дв}}$) амплитуда пульсаций полного давления $\varepsilon_{\text{дв}} = \sum_{i=1}^{16} \varepsilon_{\text{дв}}^i / 10$, %
12.	Параметр суммарной неоднородности потока $W = \Delta \bar{\sigma}_o + \varepsilon_{\text{дв}}$, %

№	Обработка измерений в расходомере системы отсоса ПС
13.	Среднее статическое давление $p_{\text{расх.щель}} = \sum_{i=1}^3 p_{\text{расх.щель}}^i / 3$, кг/см ²
14.	Среднее полное давление $p_{0\text{ расх.щель}} = \sum_{i=1}^7 p_{0\text{ расх.щель}}^i / 7$, кг/см ²
15.	Газодинамическая функция давления $p(\lambda_{\text{расх.щель}}) = p_{\text{расх.щель}} / p_{0\text{ расх.щель}}$
16.	Газодинамическая функция расхода $q(\lambda_{\text{расх.щель}}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{1/(k-1)} \cdot \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \sqrt{p(\lambda_{\text{расх.щель}})^{2/k} - p(\lambda_{\text{расх.щель}})^{(k+1)/k}}; \quad k = 1, 4$
17.	Физический расход воздуха, кг/с $G_{\text{физ.расх.щель}}^{\text{мод}} = \frac{k \times \left(\frac{2}{k+1} \right)^{k/(k-1)}}{a_*} \times p_{0\text{ расх.щель}} \times q(\lambda_{\text{расх.щель}}) \times F_{\text{расх.щель}} =$ $= 0.3963 \times \frac{p_{0\text{ расх.щель}} [\text{кг/см}^2]}{\sqrt{T_{0\text{ расх.щель}}}} \times q(\lambda_{\text{расх.щель}}) \times F_{\text{расх.щель}} [\text{см}^2]$ $F_{\text{расх.щель}} = F_{\text{шайбы}} = \frac{\pi}{4} \cdot 4^2 = 12.5664 \text{ см}^2, \quad T_{0\text{ расх.щель}} = T_{0\text{ АДТ}}$

5.4 Анализ результатов испытаний

Пуск 1003 был предназначен для построения дроссельной характеристики базового канала. Ниже представлены значения коэффициента восстановления полного давления ν (рисунок 5.9), параметра окружной неравномерности $\Delta \bar{\sigma}_0$ (рисунок 5.10) и параметра ε (рисунок 5.11), характеризующего относительную амплитуду пульсаций полного давления, в зависимости от расхода через канал. Красные линии соответствуют кривым, полученным при интерполяции исходных данных. Полученные зависимости являются характерными для воздухозаборного устройства летательного аппарата: при росте расхода через канал идет плавное снижение значений и только в окрестности расхода $G_{\text{вх}} \cong 4.7$ кг/с, соответствующего режиму запираания канала, наблюдается резкое падение величины ν , рост величин $\Delta \bar{\sigma}_0$ и ε . Стоит отметить, что в распределении ε есть нарушение монотонности поведения функции при расходе ~ 4.5 кг/с.

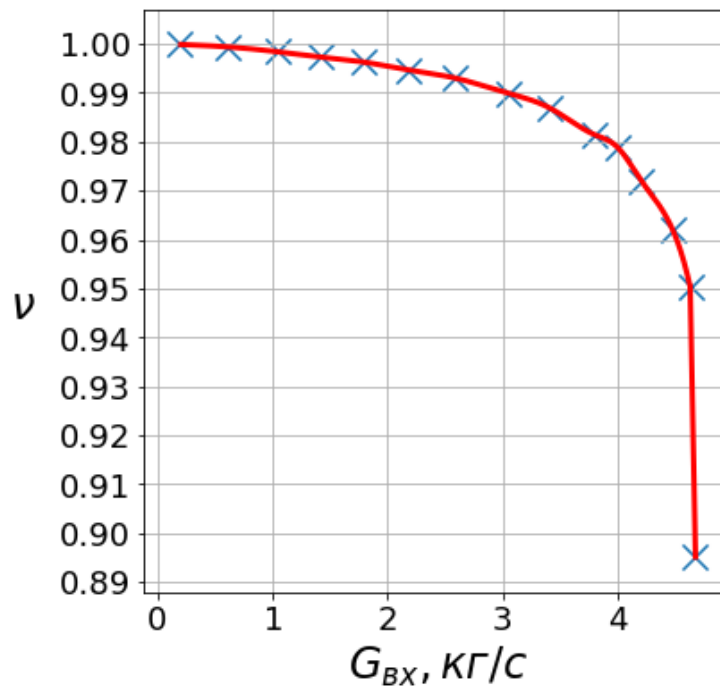


Рисунок 5.9 – Зависимость ν от расхода через базовый канал, пуск 1003

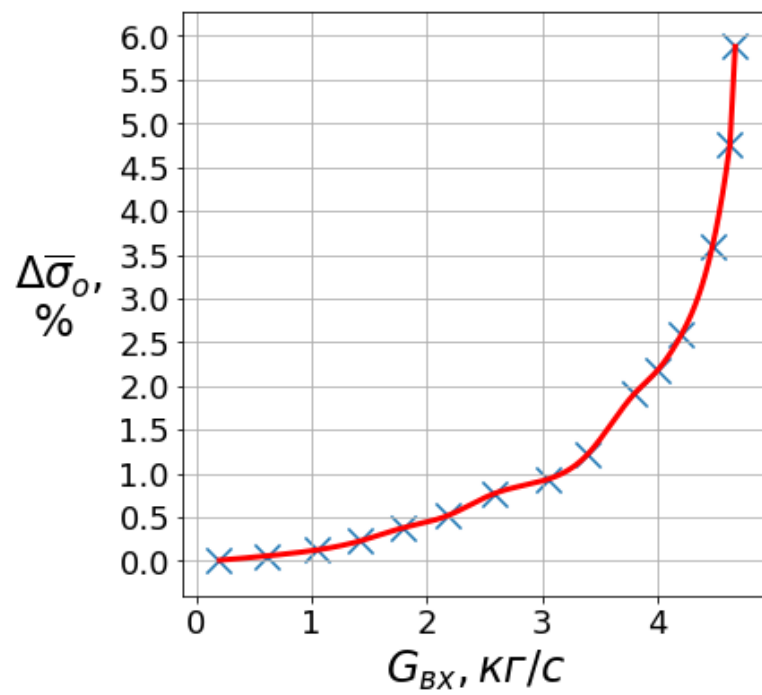


Рисунок 5.10 – Зависимость $\Delta\bar{\sigma}_0$ от расхода через базовый канал, пуск 1003

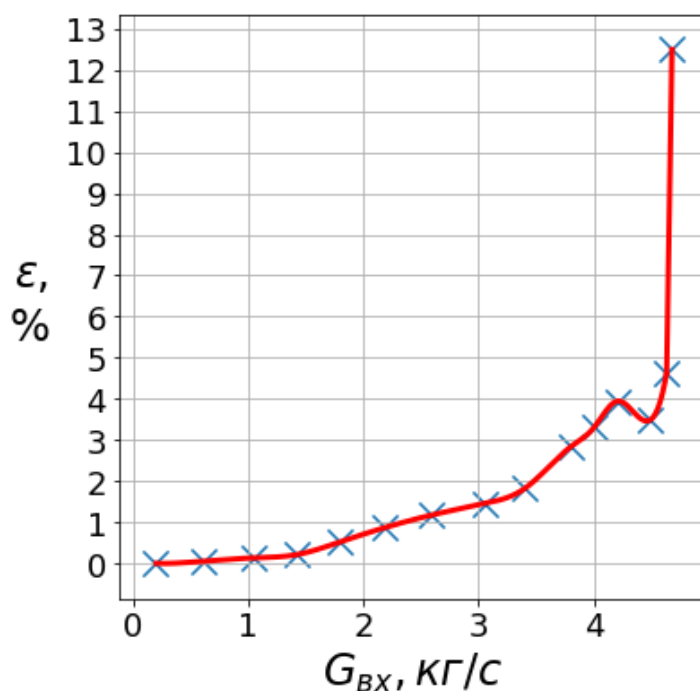


Рисунок 5.11 – Зависимость ε от расхода через базовый канал, пуск 1003

В дальнейших пусках оценивалось влияние системы отсоса на параметры потока в канале для подтверждения эффекта, полученного в главе 4, где проведены численные расчеты масштабированной геометрии канала с фиксированным расходом на входе в двигатель G_{BX} и варьированием расхода через щель $G_{отб}$. Согласно приведённым в указанной главе результатам, уже при малых $G_{отб}$ ($\sim 0.01G_{BX}$) должно наблюдаться снижение потерь полного давления по сравнению с базовым. В первых пусках (1004-1007) результаты отличались от ожидаемых. На рисунке 5.12 представлено распределение величины v от расхода через щель 2 для пуска 1005. При увеличении расхода через щель потери полного давления увеличиваются, также щель запирается при расходе в 1.5-2 раза меньше от рассчитанного по теоретическим оценкам. Для дальнейшего увеличения расхода через щель необходимо было сначала снизить расход через основной канал, увеличить расход через щель, установить необходимый расход через канал и только потом продолжить испытания. При этом уровень потерь полного давления снижался на величину $\Delta v \approx 0.04$, что больше соответствовало ожиданиям. При попытке объяснить полученные результаты было сделано следующее *предположение*: в указанных испытаниях

через щель забирается газ из области возвратного течения, а не из пограничного слоя перед отрывом. Связано это, по-видимому, с двумя факторами. Во-первых, реализующееся течение в канале зависит от предыстории: в рамках этих пусков сначала устанавливался необходимый $G_{\text{вх}}$ при $G_{\text{отб}} = 0$, затем увеличивался $G_{\text{отб}}$. Во-вторых, величина $G_{\text{вх}}$ для испытаний была выбрана очень большой (почти максимальной, для которой в рассматриваемом диапазоне $G_{\text{отб}}$ канал не запирается). При этом в канале образуется развитое отрывное течение, причем отрыв начинается в окрестности щели. Если газ отбирается из отрывной области, то рост расхода через щель должен увеличивать интенсивность возвратного течения и, как следствие, потери ν , что хорошо согласуется с результатами. В таком случае для корректной работы системы отсоса, т.е. для того, чтобы через нее забирался именно газ из пограничного слоя перед отрывом, вначале необходимо снизить расход через канал, что приводит к снижению интенсивности и сползанию места отрыва ниже по потоку, что также согласуется с результатами.

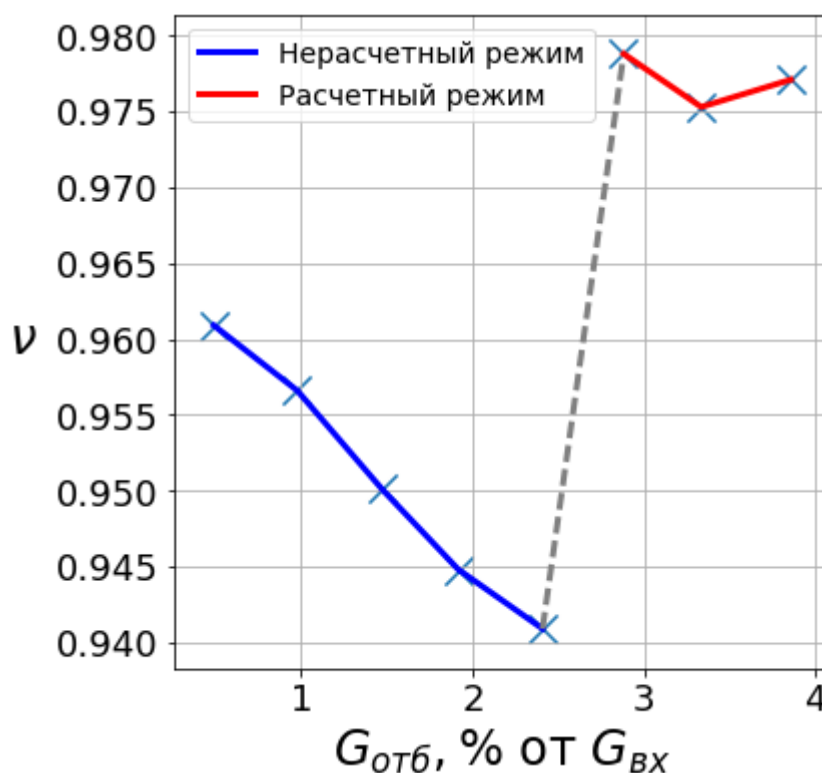


Рисунок 5.12 – Зависимость ν от расхода через щель отсоса, щель 2, пуск 1005

Для проверки предположения в рамках пуска 1008 после достижения максимального расхода через щель было проведено снижение $G_{отб}$ до 0. На рисунке 5.13 представлено распределение величины v от расхода через щель 5 для пуска 1008. Хорошо виден гистерезис: при снижении расхода через щель отсоса характеристики потока значительно выше, чем при начальном увеличении, при этом разница начинается с 0.005 при $G_{отб} < 0.005G_{вх}$ и превышает 0.035 при $G_{отб} = 0.03G_{вх}$. Таким образом, в рассматриваемой задаче возможны два режима: расчетный – когда система отсоса «запустилась», т.е. забирает газ из пограничного слоя перед отрывом, что подавляет или снижает интенсивность отрыва и приводит к росту характеристик потока на выходе из канала, и нерасчетный – когда система не «запустилась», т.е. начинает забирать газ из области возвратного течения, что увеличивает интенсивность отрыва и только ухудшает характеристики потока. Так как больший интерес представляет расчетный режим (из-за положительного эффекта), то в пуске 1009 сначала была «запущена» система отсоса, затем устанавливался максимальный $G_{вх}$, и только после этого проводилось снижение $G_{отб}$ до 0. В пусках 1011-1012, 1014 после достижения величины $G_{отб} = 0$ снова проводилось увеличение $G_{отб}$ до уровня запираания щели для получения данных и по нерасчетному режиму. Характерное для этих пусков поведение характеристик представлено на рисунке 5.14. Видны два характерных режима: расчетный (верхняя ветка) и нерасчетный (нижняя ветка).

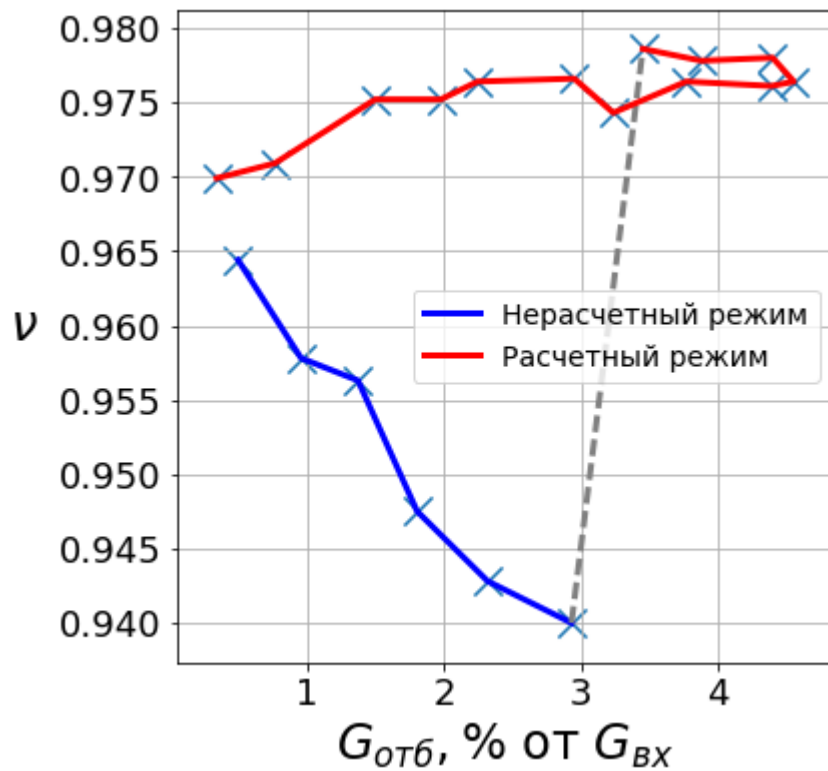


Рисунок 5.13 – Зависимость ν от расхода через щель отсоса, щель 5, пуск 1008

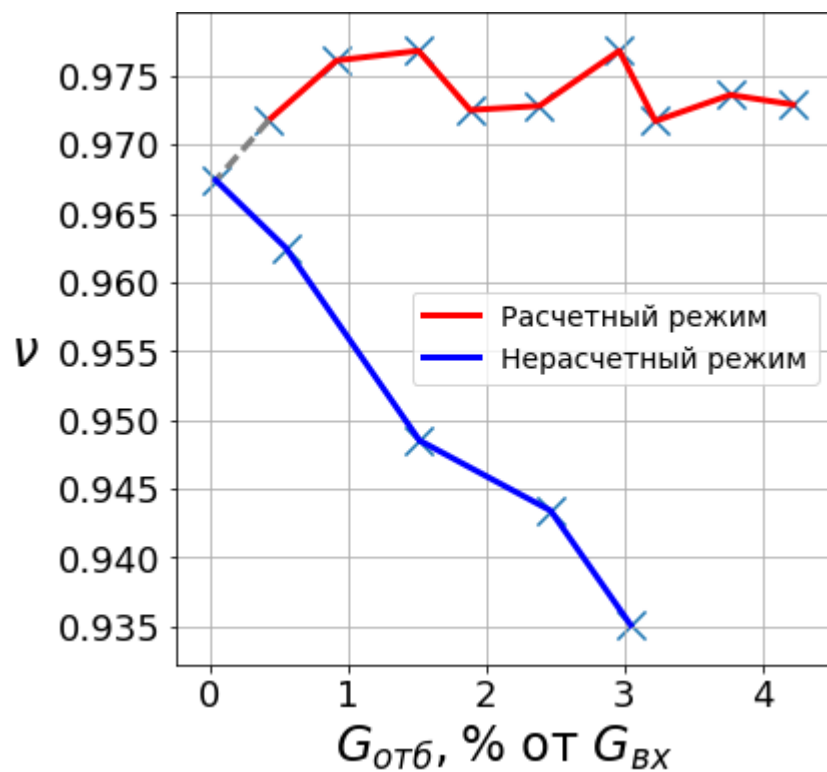


Рисунок 5.14 – Зависимость ν от расхода через щель отсоса, щель 3, пуск 1011

На рисунках 5.15-5.17 представлены результаты влияния работы системы отсоса на параметры потока для различных вариантов щелей. Сплошной линией

обозначены данные для расчетного режима, а пунктирной – для нерасчетного. Результаты приводятся в относительном виде, т.е. для следующих величин:

$$\begin{aligned}\Delta v(\bar{G}_{отб}) &= v_{отб}(G_{отб}, G_{вх}) - v_{баз}(G_{вх}), \\ \Delta(\Delta \bar{\sigma}_o(\bar{G}_{отб})) &= \Delta \bar{\sigma}_{о баз}(G_{вх}) - \Delta \bar{\sigma}_{о отб}(G_{отб}, G_{вх}), \\ \Delta \varepsilon(\bar{G}_{отб}) &= \varepsilon_{баз}(G_{вх}) - \varepsilon_{отб}(G_{отб}, G_{вх}),\end{aligned}$$

где $\bar{G}_{отб} = G_{отб}/G_{вх}$ для каждой точки пуска, $f_{отб}(G_{отб}, G_{вх})$ – величина v , $\Delta \bar{\sigma}_o$, ε для каждой точки пуска, $f_{баз}(G_{вх})$ – ожидаемая величина v , $\Delta \bar{\sigma}_o$, ε для канала без системы отсоса при расходе $G_{вх}$, совпадающем с соответствующей величиной из $f_{отб}(G_{отб}, G_{вх})$. $f_{баз}(G_{вх})$ получено путем интерполяции данных из пуска 1003 для необходимой величины $G_{вх}$.

Видно, что в нерасчетном режиме все данные показывают сходное поведение независимо от размера щели, что соотносится с предположением о том, что в этом режиме через щель забирается газ именно из отрывной области и определяющим параметром в этом случае становится расход через щель, причем ухудшение характеристик идет почти линейно.

В расчетном режиме до расхода $G_{отб} \approx 0.01G_{вх}$ по всем параметрам наилучшие результаты показывает щель 2, затем до $G_{отб} \approx 0.025G_{вх}$ – щель 1, при больших $G_{отб}$ – щели 4 и 5. Наблюдаемое преимущество варианта щель 2 при малых $G_{отб}$ подтверждает результаты главы 4, так как размер щели 2 соответствует размеру отрыва, полученного в канале в рамках предварительных расчетов. Продемонстрировано снижение потерь полного давления, параметра окружной неравномерности и амплитуды пульсаций полного давления. Количественное сравнение с главой 4 не проводится из-за того, что в эксперименте исследуется канал другого масштаба, а также присутствует центральное тело. Для сопоставления были проведены отдельные расчетные исследования, результаты которых приведены в разделе 5.5.

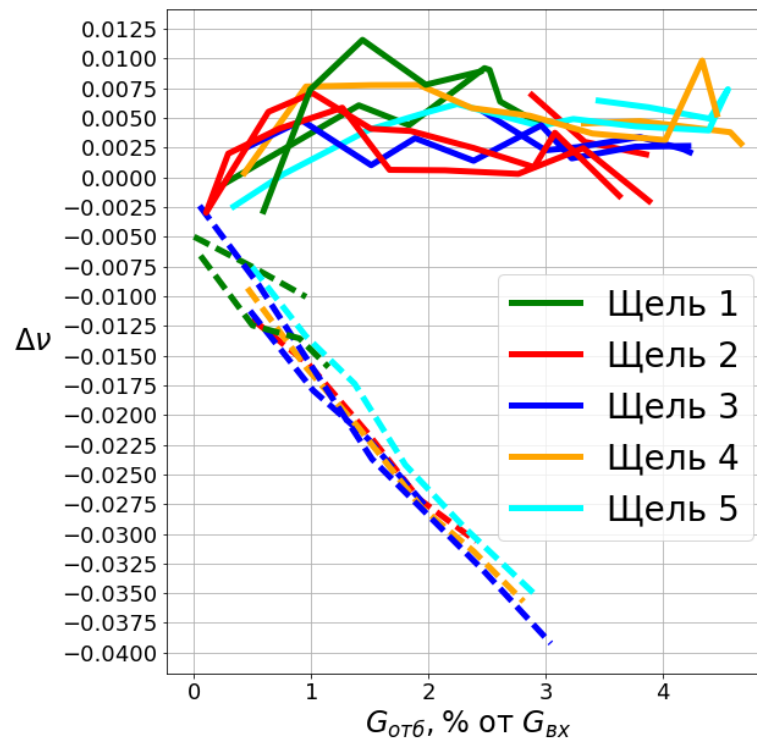


Рисунок 5.15 – Зависимость $\Delta\nu$ от $G_{отб}$, сплошные линии – расчетный режим, пунктирные – нерасчетный режим

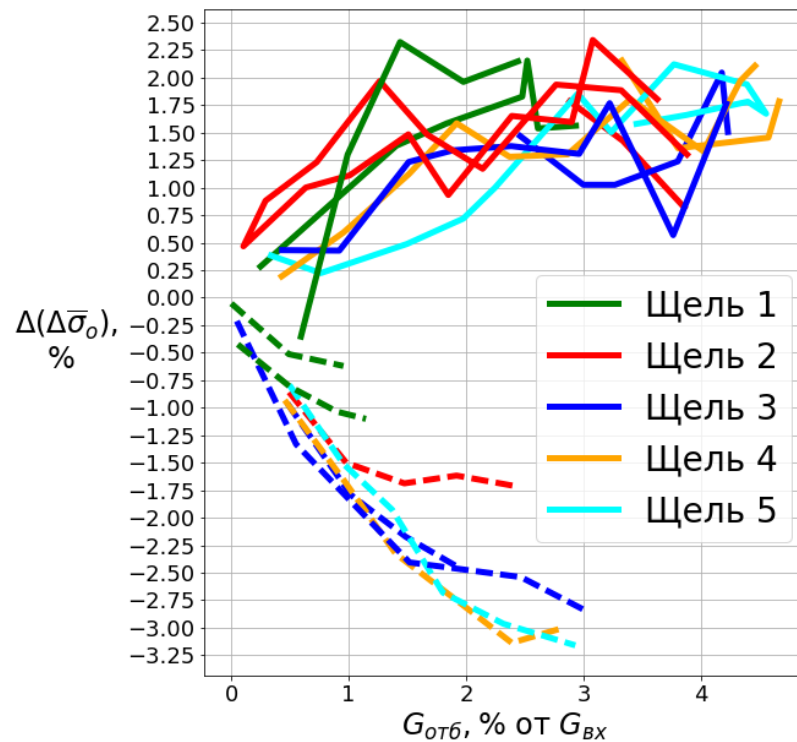


Рисунок 5.16 – Зависимость $\Delta(\Delta\sigma_o)$ от $G_{отб}$, сплошные линии – расчетный режим, пунктирные – нерасчетный режим

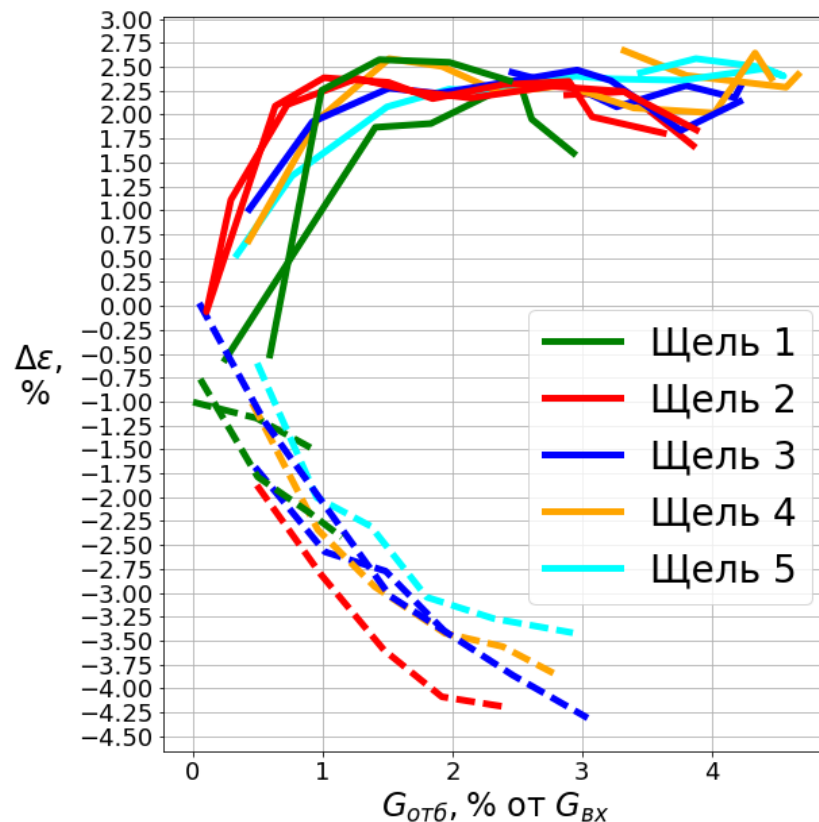


Рисунок 5.17 – Зависимость $\Delta \varepsilon$ от $G_{отб}$, сплошные линии – расчетный режим, пунктирные – нерасчетный режим

В главе 3 в канале была показана симметричность зоны отрыва в полученном решении. В эксперименте при построении распределения v в измерительном сечении была получена интересная особенность. При наличии отрыва в канале картина течения в большинстве случаев была близка к симметричной (рисунок 5.18, пуск 1004 №3 и пуск 1005 №2). В расчетном режиме (когда отрыв подавлен) во многих точках наблюдается существенная асимметрия течения у нижней поверхности канала (рисунок 5.18, пуск 1004 №6 и пуск 1005 №6). В главе 4 данный эффект не был воспроизведен, так как моделировалась только половина канала, но описывались вихревые структуры, образующиеся вследствие особенностей течения у краев щели. При попытке объяснить асимметрию было предложено две возможных причины. Первая заключается в существенной нестационарности образующихся вихрей. Вторая возможная причина заключается в процессе развития течения. Возможно, при возникновении упомянутых вихревых структур один из вихрей вследствие случайных факторов образуется раньше и становится преобладающим.

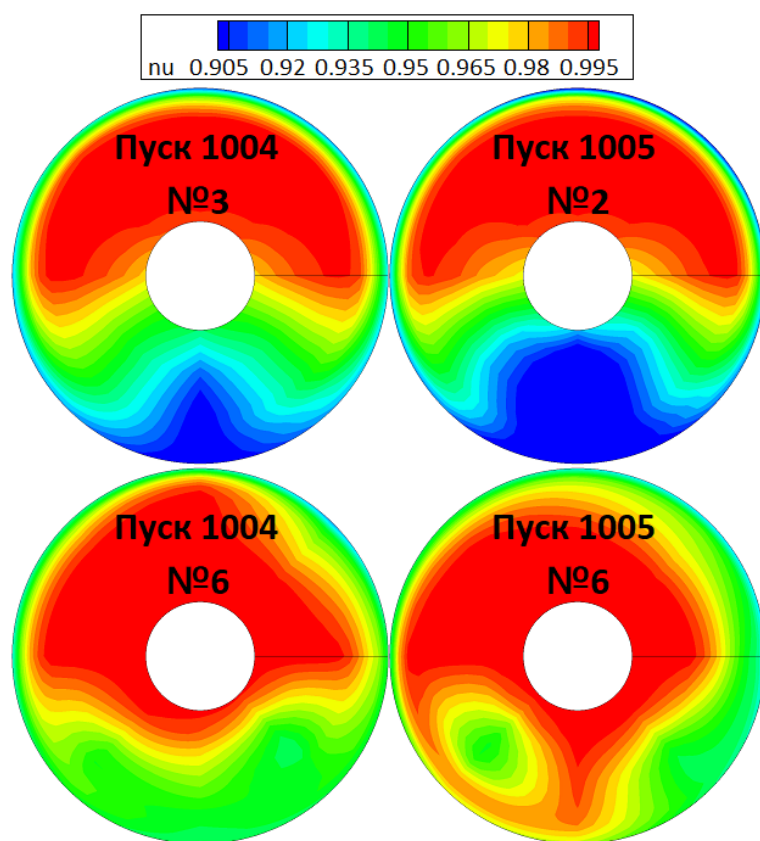


Рисунок 5.18 – Симметричность и несимметричность течения
в измерительном сечении

На рисунках 5.19-5.21 представлено сравнение параметров для пусков, в которых производилось удержание режима. Для рассмотрения оставлены только точки с $G_{\text{вх}} = 4.2 \pm 0.05$ кг/с, чтобы более корректно оценить влияние системы отсоса. В пуске 1016 рассматривается базовый канал при фиксированном расходе через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с. В пуске 1017 рассматривается канал с системой отсоса (щель 2) и расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, при этом через систему отсоса забор газа не производится. В таком случае возможно изменение характеристик за счет того, что отрыв может начаться раньше по потоку, а именно на самой щели. Но так как щель изначально установлена достаточно близко к положению отрыва, то изменение незначительно. В пуске 1018 исследуется канал с системой отсоса (щель 2), расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в расчетном режиме, который позволяет снизить потери полного давления в канале за счет подавления или снижения интенсивности отрыва. В пуске 1019 исследуется канал с системой отсоса (щель 2), расходом через канал

$G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в нерасчетном режиме, что приводит к отрицательному эффекту от использования системы отсоса. Если смотреть на средние численные оценки данных, представленных на рисунках (таблица 5.4), то применение системы отсоса в расчетном режиме позволяет получить выигрыш на 0.01 по ν , 1.44 – по $\Delta\bar{\sigma}_0$ и 2.09 – по ε , в то время как нерасчетный режим ухудшает характеристики на 0.012, 1.39 и 3.64, соответственно.

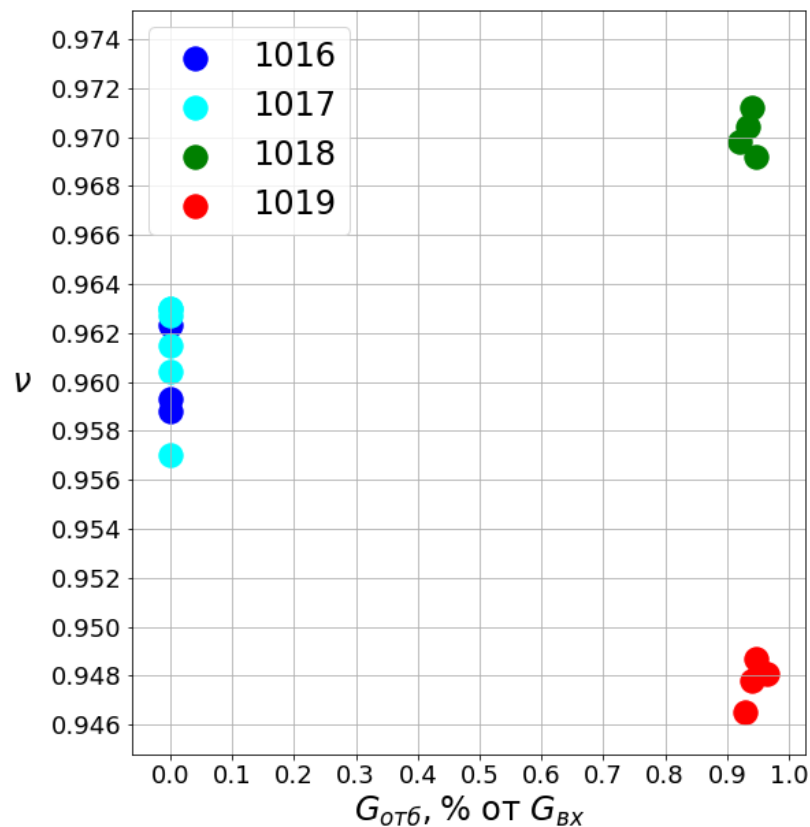


Рисунок 5.19 – Сравнение величин ν для пусков 1016-1019

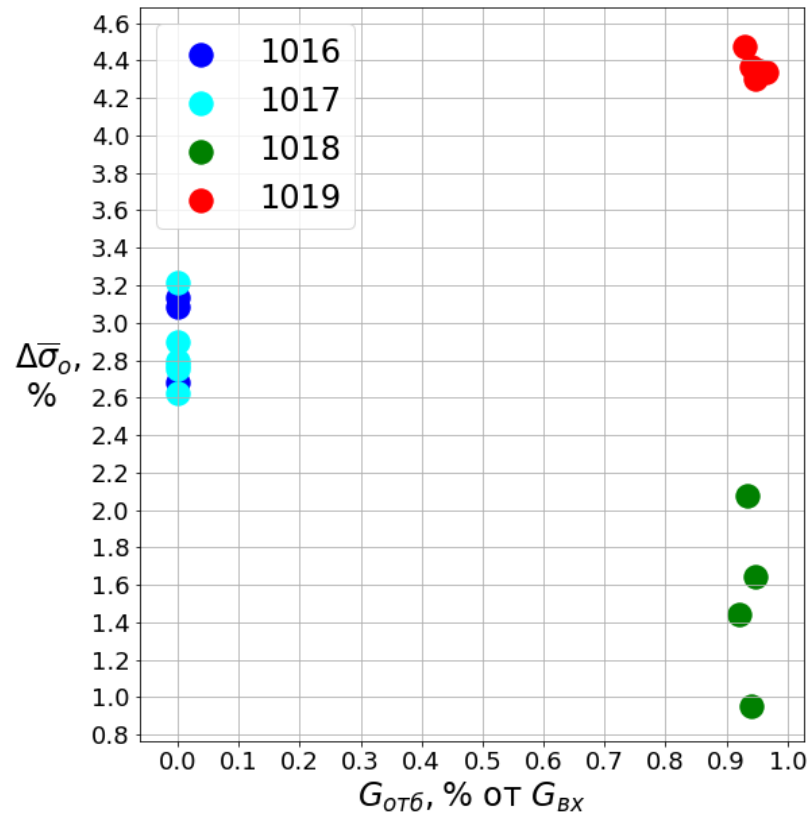


Рисунок 5.20 – Сравнение величин $\Delta\bar{\sigma}_0$ для пусков 1016-1019

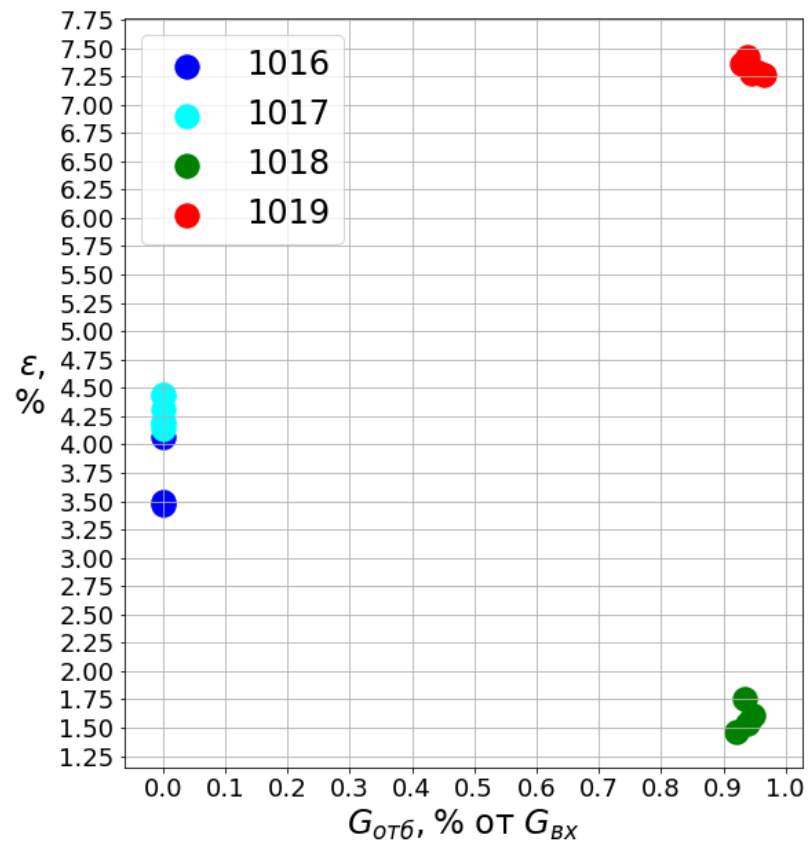


Рисунок 5.21 – Сравнение величин ε для пусков 1016-1019

Таблица 5.4 – Сравнение параметров в измерительном сечении, пуски 1016-1019

№ пуска	v	Δv	$\Delta \bar{\sigma}_o, \%$	$\Delta(\Delta \bar{\sigma}_o)$	$\varepsilon, \%$	$\Delta \varepsilon$
1016	0.960	–	2.97	–	3.68	–
1017	0.961	+0.001	2.84	-0.13	4.28	+0.6
1018	0.970	+0.010	1.53	-1.44	1.59	-2.09
1019	0.948	-0.012	4.36	+1.39	7.32	+3.64

На рисунке 5.22 представлены поверхностные линии тока для базового канала при фиксированном расходе через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с. Хорошо видны линии тока вокруг предполагаемой области возвратного течения. При этом внутри этой области, которая начинается на ~ 2 см ниже щели отсоса, структура течения почти не просматривается. Возможно, это связано либо с не очень удачным нанесением сажемазляных маркеров на поверхность (слишком мелкие), либо с существенной нестационарностью течения в этой области, что было показано в разделе 4.5. Тем не менее, виден загиб линий тока (в конце этой области) и отдельные линии тока возвратного течения (в центре), что, в целом, согласуется с предлагаемой в разделе 3.4 схемой течения.



Рисунок 5.22 – Поверхностные линии тока, базовый канал, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с

На рисунке 5.23 представлены поверхностные линии тока для канала с системой отсоса (щель 2) и расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, при этом через систему отсоса забор газа не проводился. В этом случае видны линии тока

до начала щели, линии тока сбоку чуть ниже щели и линии тока, загибающиеся в глубине канала. Структура течения за щелью опять не просматривается (возможные причины упомянуты выше). Можно предположить, что в этом случае отрыв наступает в окрестности щели (возможно, прямо перед ее началом), поэтому вся зона за щелью является областью возвратного течения. На рисунке 5.24 представлены поверхностные линии тока для канала с системой отсоса (щель 2), расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в расчетном режиме. В разделах 4.3-4.5 было показано, что система отсоса подавляет отрыв и остаются только некоторые неоднородности, связанные с образованиями вихревых структур из-за особенностей течения у краев щели. На рисунке видно равномерное течение. Неоднородность начинается на расстоянии ~ 10 см ниже щели, при этом вокруг нее также наблюдается равномерное течение. Дальше неоднородности видны еще на ~ 12 см ниже по каналу. При этом структура течения, описанная для двух предыдущих пусков, не наблюдается, т.е. можно предположить, что отрыв действительно был подавлен или располагается сильно ниже по потоку.

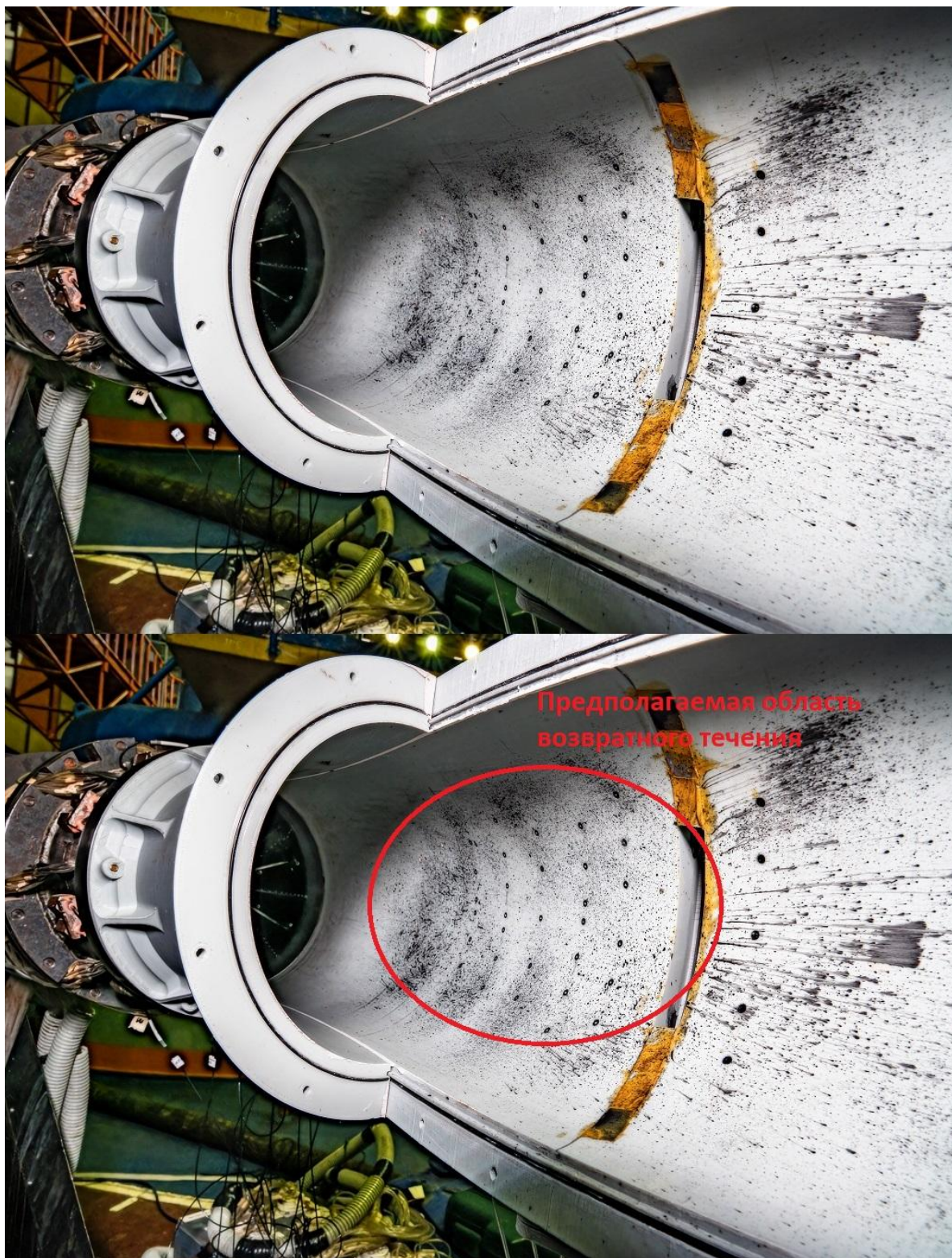


Рисунок 5.23 – Поверхностные линии тока, щель 2, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, $G_{\text{отб}} \cong 0$ кг/с

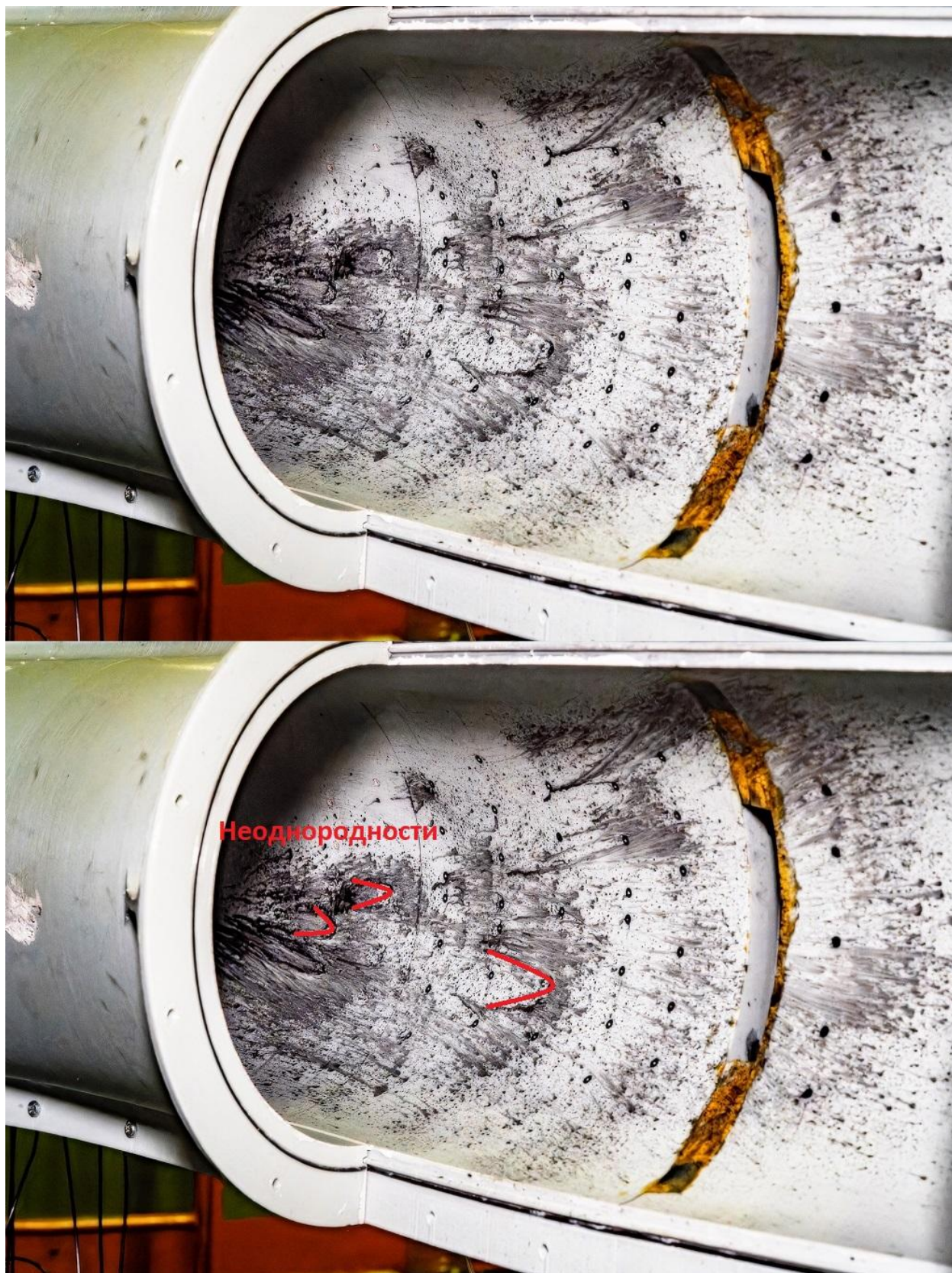


Рисунок 5.24 – Поверхностные линии тока, щель 2, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с,
 $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с, расчетный режим

На рисунке 5.25 представлены поверхностные линии тока для канала с системой отсоса (щель 2), расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в нерасчетном режиме. Хорошо наблюдается область возвратного течения с двумя образующимися вихрями, т.е. картина, которую предполагалось увидеть для базового канала. При этом видно, что отрыв начинается еще до щели. Это подтверждает сделанное ранее предположение о том, что в нерасчетном режиме система отсоса забирает газ не из пограничного слоя перед отрывом, а из области возвратного течения. Сравнение распределений v в измерительном сечении для рассмотренных пусков (рисунок 5.19) также можно интерпретировать как подтверждение предложенных схем течения. В пусках 1016 (базовый канал при фиксированном расходе через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с) и 1017 (канал с системой отсоса (щель 2) и расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, при этом через систему отсоса забор газа не проводился) основная область потерь располагается у нижней поверхности канала. Картина схожа с ожидаемой для отрывного течения. В пуске 1018 (канал с системой отсоса (щель 2), расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в расчетном режиме) отрыв подавлен, что выражается в снижении размера области потерь и уровня самих потерь. В пуске 1019 (для канала с системой отсоса (щель 2), расходом через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и расходом через щель $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с в нерасчетном режиме) щель увеличивает интенсивность отрыва, что приводит к увеличению как размера области потерь, так и их уровня. Сравнение распределений v (рисунок 5.26) для рассмотренных пусков косвенно подтверждает выводы, сделанные по картинам линий тока. В пусках 1016 и 1017 наблюдается сопоставимая область потерь полного давления у нижней поверхности канала. В пуске 1018 снижается размер области и величина потерь. В пуске 1019, наоборот, увеличивается как сама область, доходя до центрального тела, так и уровень потерь в ней.

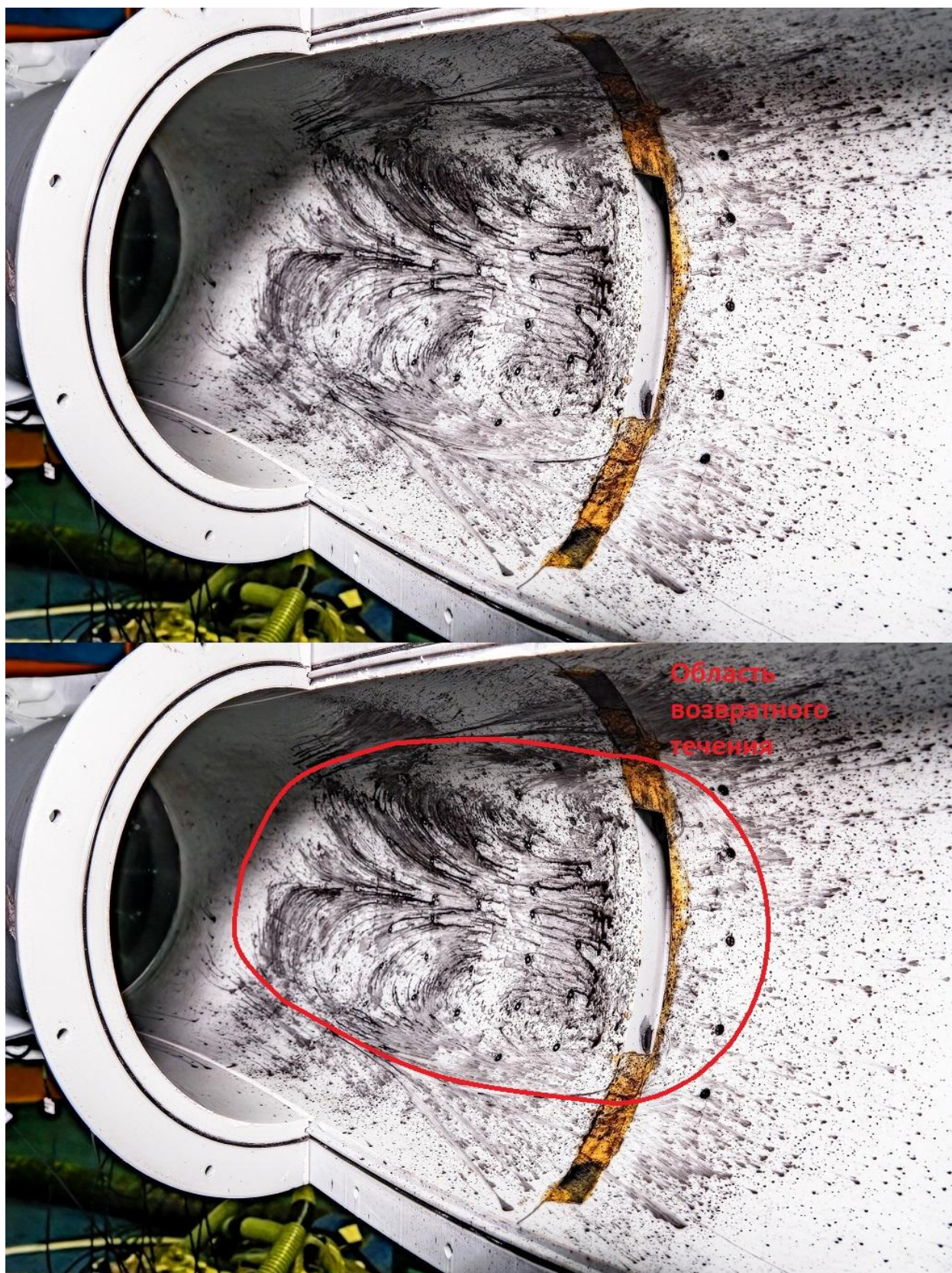


Рисунок 5.25 – Поверхностные линии тока, щель 2, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с,
 $G_{\text{отб}} \cong 0.04$ кг/с, нерасчетный режим

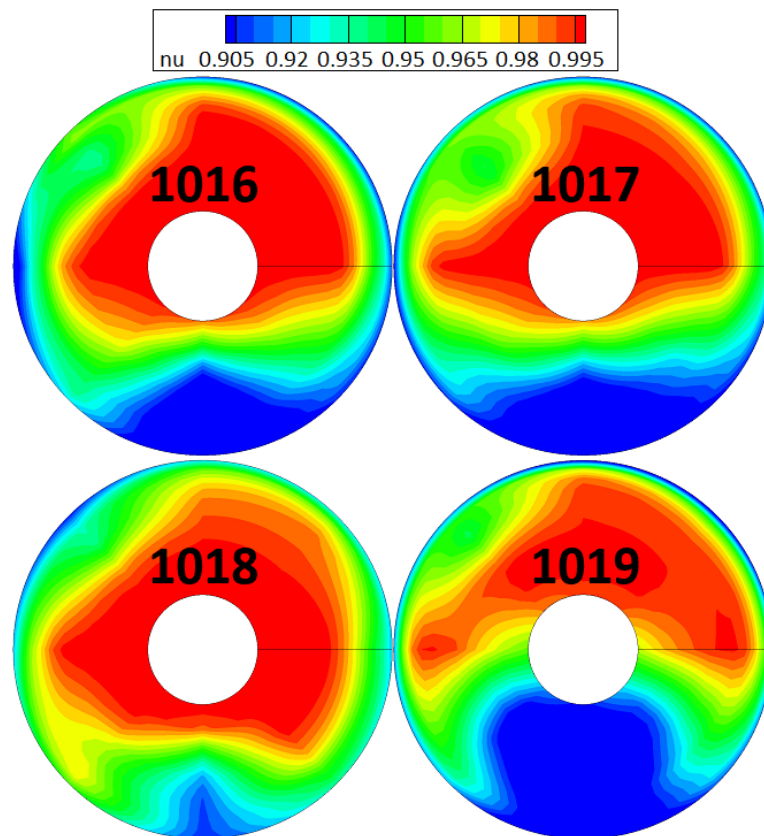


Рисунок 5.26 – Характерное распределение ν для пусков 1016-1019

5.5 Сопоставление результатов экспериментальных испытаний и численных расчетов

Численные расчеты экспериментальной модели проводятся по методике, используемой в главе 4. В связи с большим объемом расчетных точек рассчитывается половина канала. На рисунках 5.27-5.28 представлено распределение величин ν и $\Delta \bar{\sigma}_o$ в зависимости от расхода $G_{\text{вх}}$ для базовой геометрии канала. Характер поведения величин совпадает, но в расчете канал запирается при меньшем расходе, чем в эксперименте.

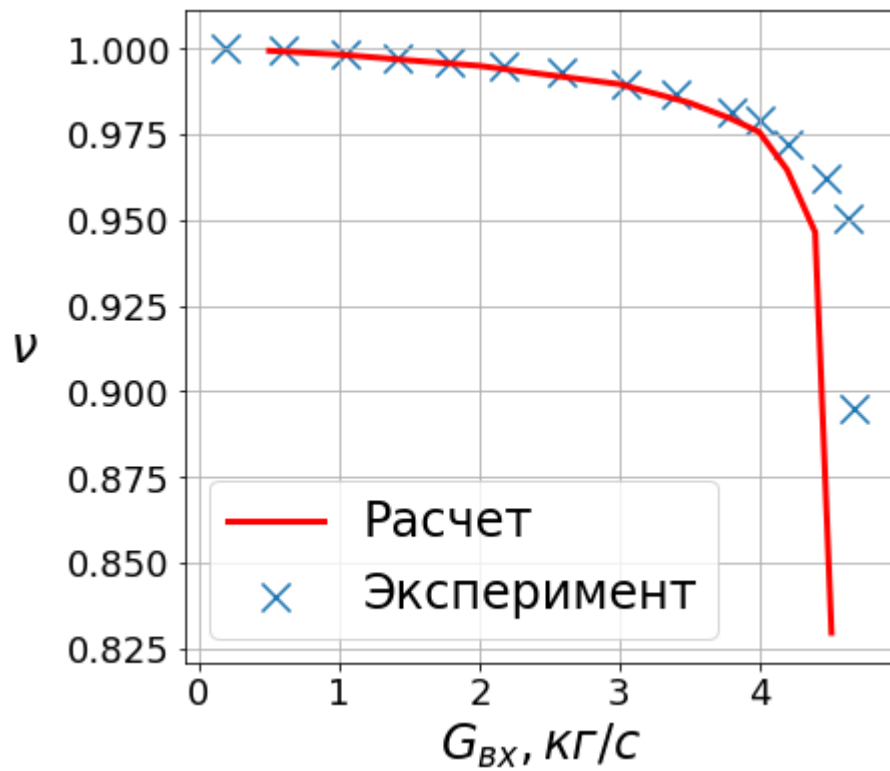


Рисунок 5.27 – Сопоставление зависимости ν от G_{BX} в расчете и эксперименте

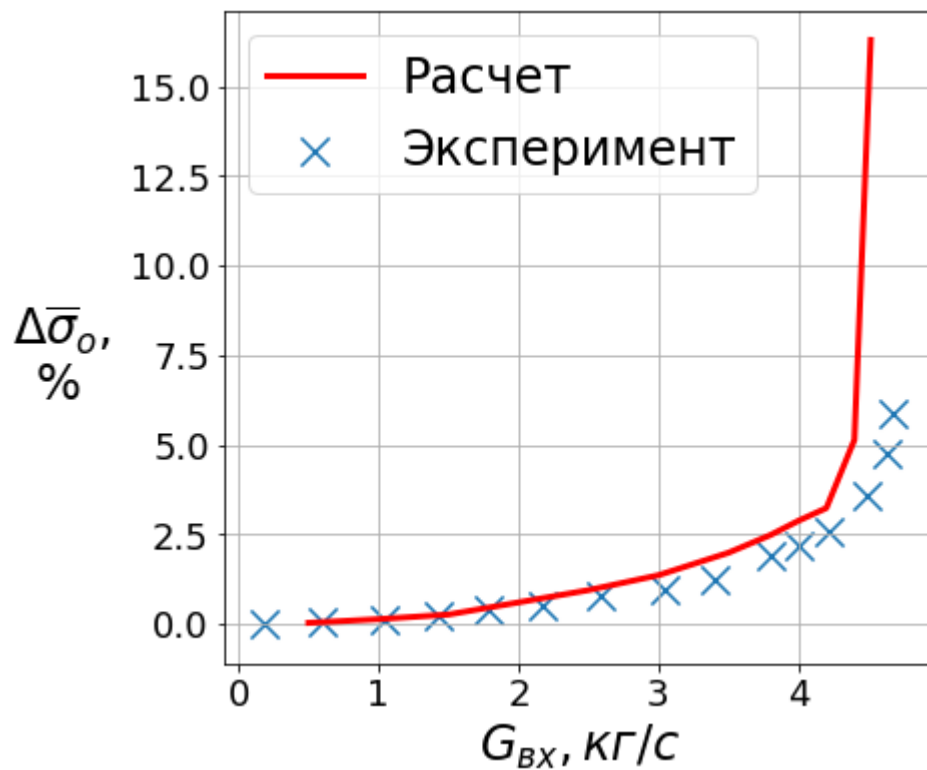


Рисунок 5.28 – Сопоставление зависимости $\Delta\bar{\sigma}_0$ от G_{BX} в расчете и эксперименте

При расчете канала с системой отсоса на выходе из канала фиксировался расход $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, а расход через щель варьировался до величины 0.2 кг/с или до уровня запирающей щели. Была сделана попытка воспроизвести гистерезис, наблюдаемый в эксперименте, с использованием методики расчетов, выбранной в рамках данной диссертации. Для этого сначала было получено решение с нулевым расходом через канал и максимальным расходом через щель. Затем был установлен целевой расход через канал 4.2 кг/с. После расход через щель уменьшался до 0 кг/с с шагом 0.02 кг/с (назовем это обратным проходом по расходу) и снова увеличивался до максимального с таким же шагом (назовем это прямым проходом по расходу). Начальным полем для каждой расчетной точки служило сошедшееся поле из предыдущего расчета. Таким образом, каждый режим расхода через щель рассчитывался два раза. Однако получить оба режима, наблюдаемых в эксперименте, не удалось, так как численные расчеты сходились к одному решению, соответствующему расчетному режиму. На рисунках 5.29-5.33 представлено сравнение результатов расчета и эксперимента для каждого варианта щели. Расчетные данные приведены в двух вариантах: обработанные по точкам экспериментальной гребенки и по всему сечению (по подобию с главой 4). Для корректного сопоставления в экспериментальных данных оставлены только точки с $G_{\text{вх}} = 4.2 \pm 0.05$ кг/с. Стоит отметить, что, не считая щели 3, результаты на подробной гребенке, полученные в расчетах прямым и обратным расходом, совпадают с высокой точностью. При обработке этих же расчетов по экспериментальной гребенке наблюдается существенно большая разница. При этом результаты, полученные в расчетах по экспериментальной гребенке, в большинстве случаев показывают завышенный выигрыш по коэффициенту восстановления полного давления и заниженный выигрыш по параметру полного давления по сравнению с обработкой по подробной гребенке. Для щелей 1, 3 и 5 наблюдается качественное совпадение результатов эксперимента и расчета. Для щелей 2 и 4 при средних расходах через щель в эксперименте наблюдается некий провал в выигрыше по ν , которого не наблюдается в расчете. При этом для щелей 2-4

наблюдается хорошее соответствие результатов при расходе $G_{отб} < 0.01G_{вх}$, а для щелей 1 и 5 в этом промежутке разница между расчетом и экспериментом примерно постоянна.

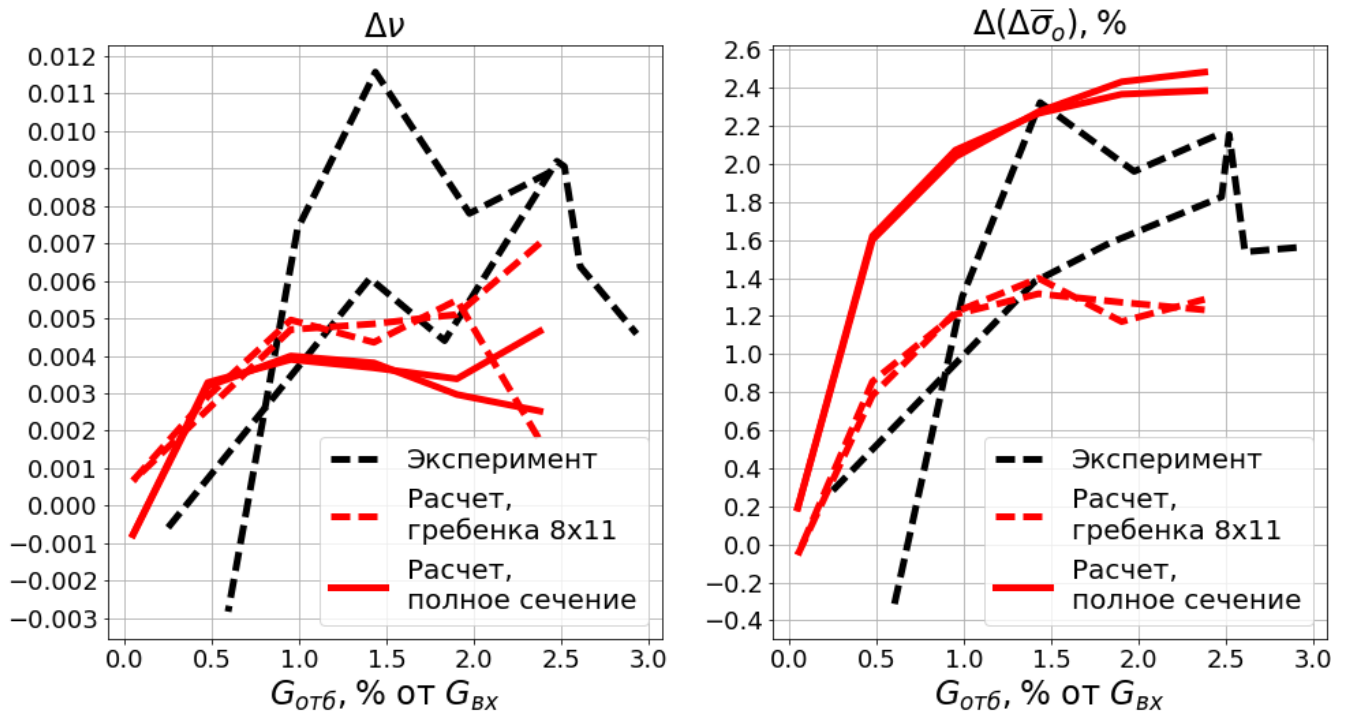


Рисунок 5.29 – Сопоставление результатов расчета и эксперимента для щели 1

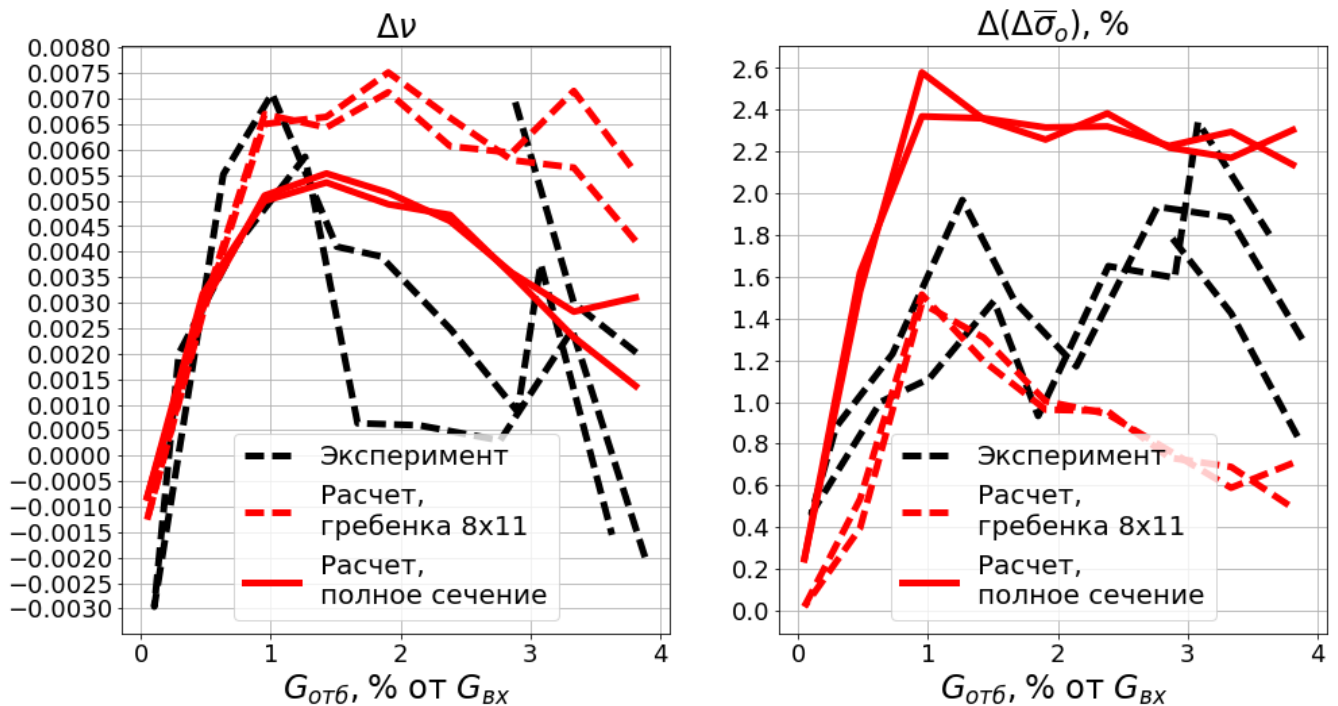


Рисунок 5.30 – Сопоставление результатов расчета и эксперимента для щели 2

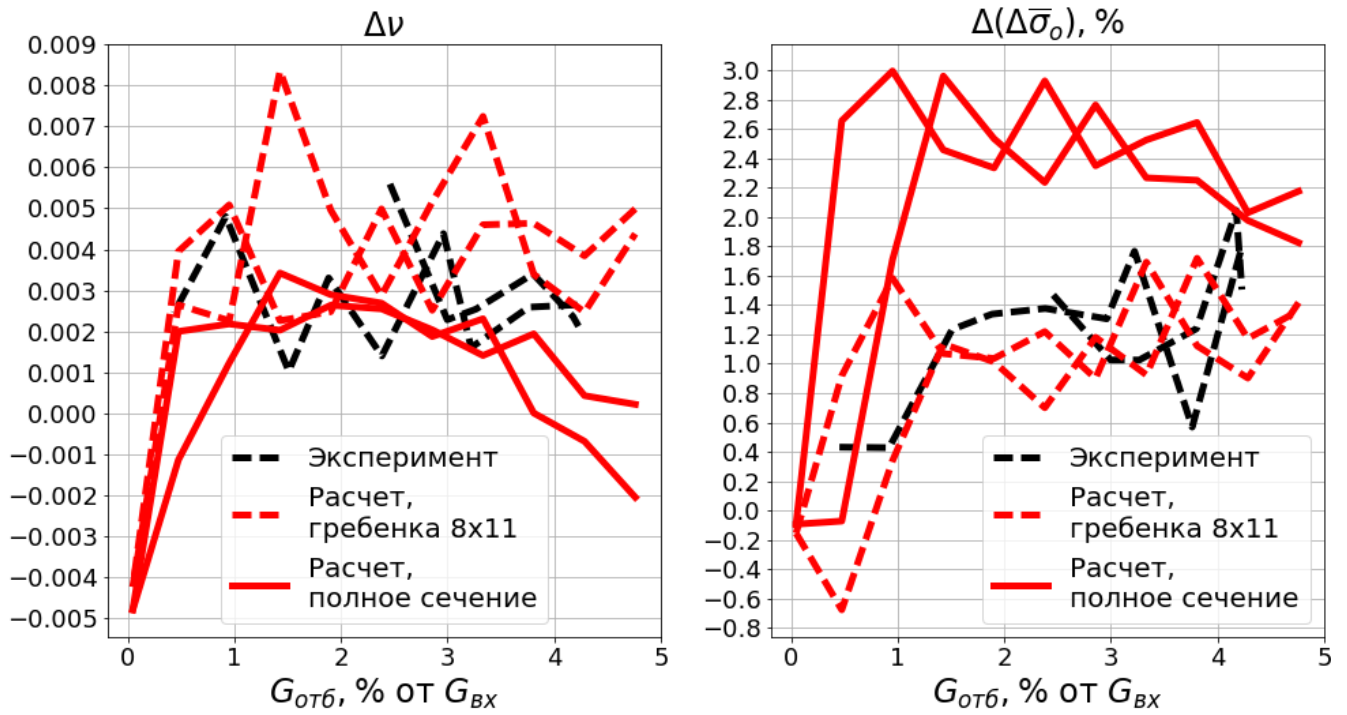


Рисунок 5.31 – Сопоставление результатов расчета и эксперимента для щели 3

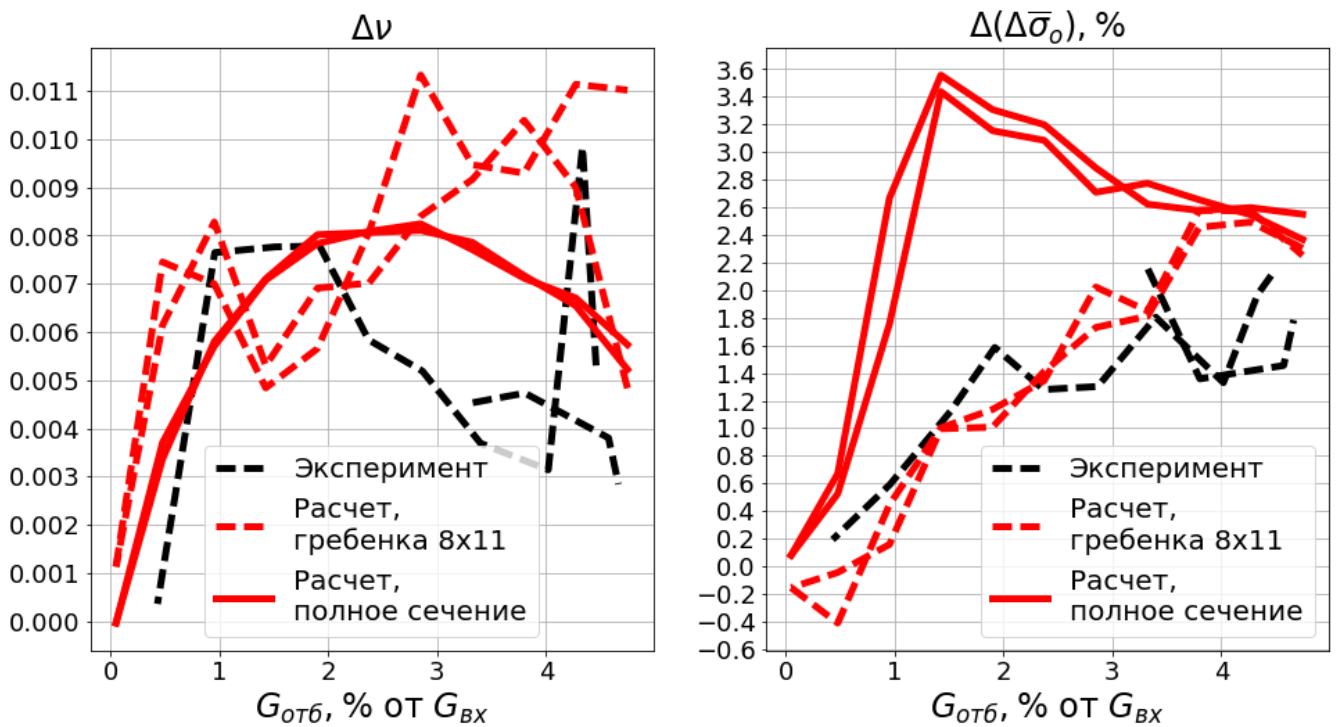


Рисунок 5.32 – Сопоставление результатов расчета и эксперимента для щели 4

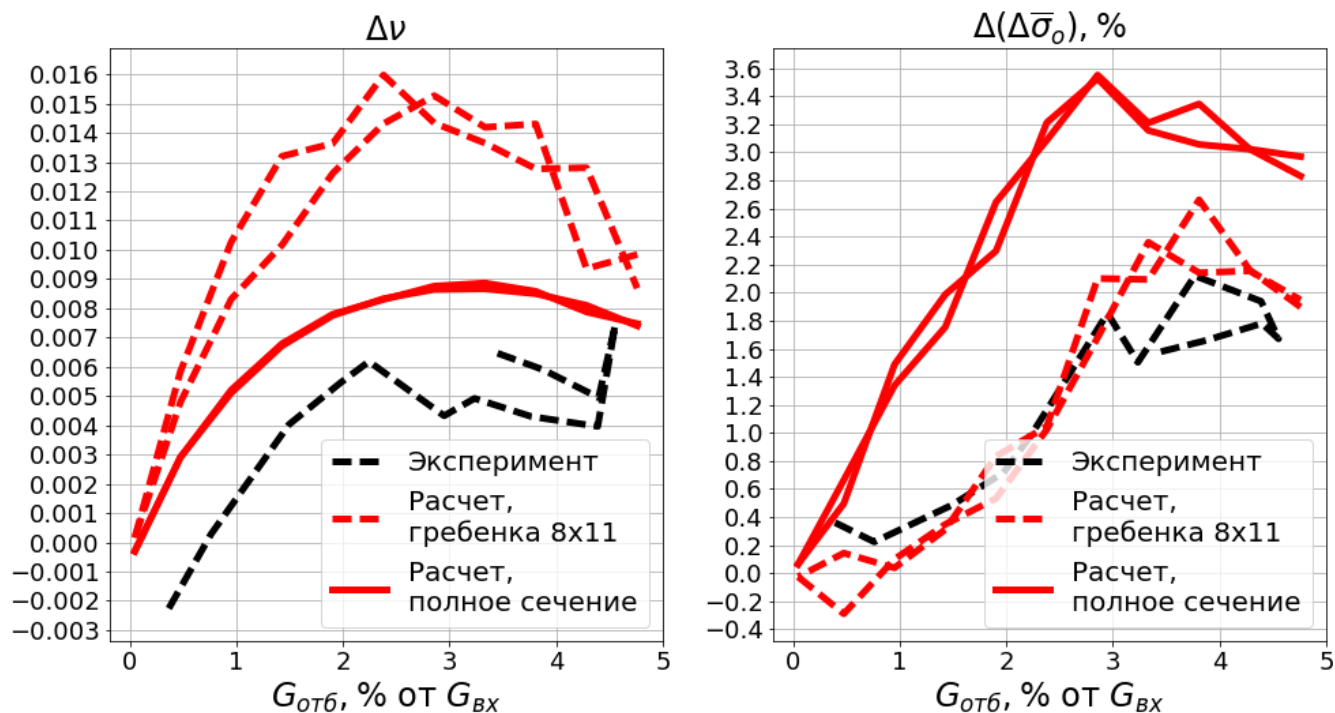


Рисунок 5.33 – Сопоставление результатов расчета и эксперимента для щели 5

Таким образом, можно наблюдать качественное совпадение как характеров распределений, так и масштабов величин. Для объяснения возможных причин количественного расхождения результатов рассмотрим картины распределений v в измерительном сечении. На рисунке 5.34 представлено сравнение распределений для базового канала при расходе через канал $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с. Видно, что в эксперименте наблюдаются меньшие потери по сравнению с расчетом, что соответствует данным на рисунках 5.27-5.28. Как было показано в разделе 4.4, при меньших потерях полного давления в базовом канале соответствующий эффект от применения адаптивной системы УПС тоже меньше. На рисунке 5.35 представлено сравнение распределений для щели 5 при расходах $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с и $G_{\text{отб}} \cong 0.03G_{\text{вх}}$. Видно, что результаты эксперимента и расчета, обработанного по экспериментальной гребенке, хорошо соответствуют друг другу, лишь у нижней поверхности канала в расчете потери чуть больше. При рассмотрении полной картины течения в расчете видны две области больших потерь полного давления у боков канала, что в главе 4 объяснялось возникновением вихрей из-за особенностей течения у края щели. Размеры данных вихревых структур меньше расстояния между лучами измерительной гребенки, поэтому при обработке

по точкам экспериментальной гребенки вихри не разрешаются. Этот фактор может оказывать существенное влияние на получаемые результаты, так как небольшое несоответствие размеров и положения вихрей в эксперименте и расчете может дать существенное различие численных значений, получаемых при обработке, в то время как реальная картина течений может совпадать с высокой точностью. Еще одним фактором, затрудняющим количественное сравнение, является нестационарность, присутствующая в эксперименте, так как даже при удержании одного режима величины расходов через канал и через щель могли изменяться на несколько процентов.

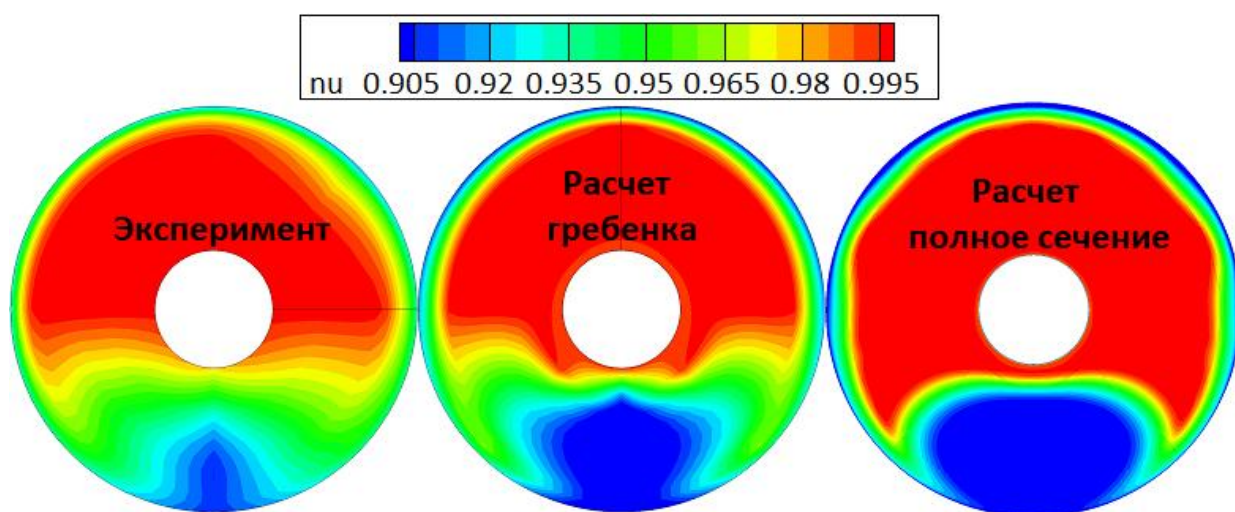


Рисунок 5.34 – Сопоставление распределений v в расчете и эксперименте для базового канала, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с

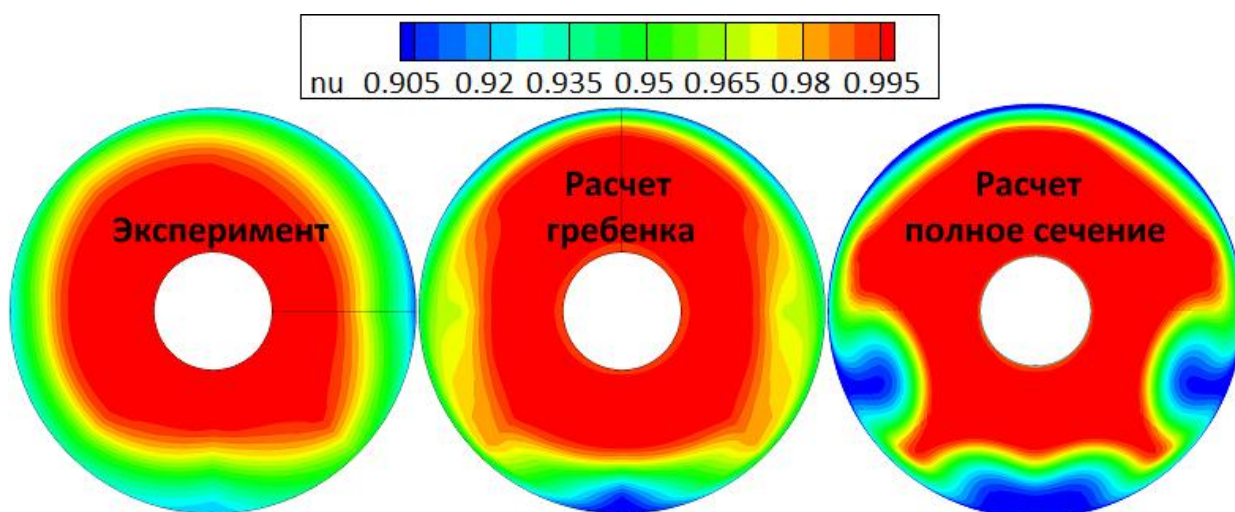


Рисунок 5.35 – Сопоставление распределений v в расчете и эксперименте для щели 5, $G_{\text{вх}} \cong 4.2$ кг/с, $G_{\text{отб}} \cong 0.03G_{\text{вх}}$

5.6 Выводы к главе 5

На основе представленных данных сделаны следующие выводы: при применении системы отбора ПС в криволинейном канале реализующаяся структура течения зависит от предыстории. Возможно получение двух режимов течения: расчетного, когда через щель забирается газ из нарастающего ПС, что приводит к подавлению отрыва и росту характеристик на входе в двигатель, и нерасчетного, когда через щель забирается газ из области возвратного течения, что приводит к увеличению интенсивности отрыва и росту потерь полного давления. В численных расчетах по используемой в диссертации методике нерасчетный режим воспроизвести не удастся. Экспериментальные данные для расчетного режима качественно подтверждают положительный эффект применения системы отбора пограничного слоя. При расходе через щель до 1% от расхода через канал наилучший результат показал вариант щели, адаптированный под размер отрыва. На основном режиме применение системы отсоса с наилучшим вариантом щели позволяет получить выигрыш по абсолютной величине потерь полного давления 1%, абсолютной величине параметра окружной неравномерности – 48% и снизить амплитуду пульсаций полного давления на 57%. Картины поверхностных линий тока, построенные методом сажемасляного покрытия, качественно подтверждают схемы течений, предложенные в главах 3 и 4. Наблюдается качественное соответствие результатов расчетов и эксперимента. Количественное сопоставление результатов затруднено из-за нестационарности реализующегося течения и масштаба явлений, который, по-видимому, не разрешается измерительной гребенкой.

6 Применение адаптивной системы отсоса пограничного слоя к каналам с различными соотношениями геометрических параметров и построение суррогатных моделей для предсказания характеристик потока

В предыдущих разделах диссертации проведен анализ эффективности адаптивной системы УПС для одной геометрии канала. В данном разделе предложенная система применена к каналам с различными соотношениями основных геометрических характеристик. Также проведена оценка влияния геометрических параметров канала на возникновение отрыва и характеристики потока, и построены суррогатные модели, обученные по результатам численных расчетов, которые позволяют предсказать характеристики потока.

6.1 Геометрические и физические особенности постановки задачи. Математический план вычислительного эксперимента

На данном этапе работы строится параметрическая модель канала. За основу берутся основные геометрические параметры, которые записываются в безразмерном виде:

- Диаметр входа $D_{in} = 0.1288$ м (фиксирован);
- Относительный диаметр выхода $x_1 = D_{out} / D_{in}$;
- Средняя линия $y = 0.5H(1 - \cos(\pi x / L))$ (относительное отклонение средней линии $x_2 = H / D_{in}$);
- Относительная длина $x_3 = L / D_{in}$.
- Распределение диаметра по длине $D = g(x, D_{in}, D_{out})$ (раздел 3.1);
- Относительная длина буферной зоны $x_4 = L_{buf} / D_{in}$

Таким образом, в задаче есть 4 переменных геометрических параметра, см. рисунок 6.1.

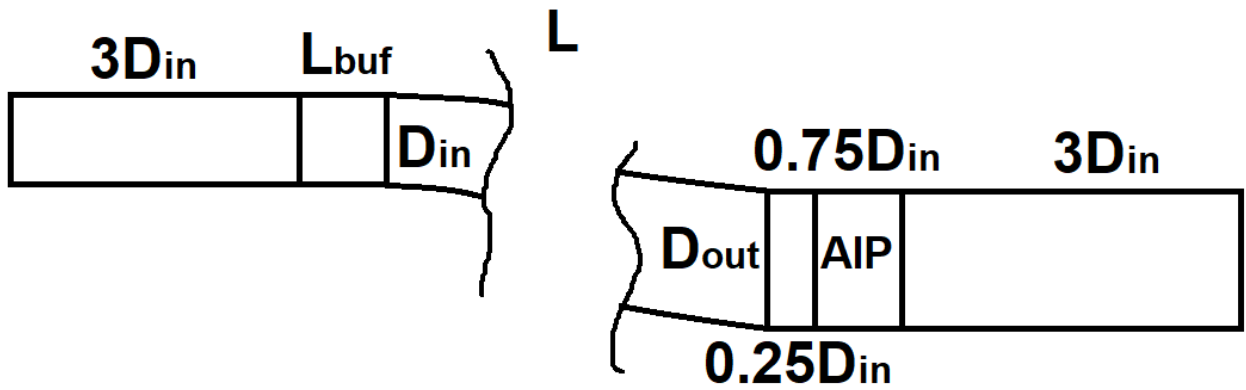


Рисунок 6.1 – Геометрия расчетной области криволинейного канала

Варьирование параметров осуществляется в пределах: $x_1 \in [1; 1.55]$, $x_2 \in [0; 1.4]$, $x_3 \in [2.4; 6]$, $x_4 \in [0.2; 3]$. Расчет проводится без учета внешнего потока (воздух в канал засасывается «эжектором»). На всех твердых поверхностях канала ставится граничное условие для теплоизолированной стенки с прилипанием. В буферных зонах (до и после канала) выполняется граничное условие теплоизолированной стенки со скольжением. Расходная функция на входе в канал задается в виде пятого параметра $x_5 = q(\lambda) \in [0.5; 0.8]$. Число расчетных точек равняется 256. Статическая температура при этом фиксирована и равна $T = 220\text{K}$, что обеспечивает число Рейнольдса по входному диаметру $Re_{D_{in}} = 5 \cdot 10^6$. Очевидно, что при данных условиях фиксированными являются скорость звука a и величина вязкости μ . Следовательно, скорость потока на входе в расчетную область однозначно определяется величиной расхода и равна: $v = a \cdot M = f(M) = f(\lambda) = f(q(\lambda))$. Аналогично определяется плотность, так как число Рейнольдса и величина вязкости зафиксированы, а скорость v известна. Давление на входе пересчитывается из уравнения состояния. На выходе из расчетной области задается расход, согласованный с расходом на входе.

Для построения суррогатной модели необходимо иметь поле решений на котором эта модель «обучится». Расчёты вариантов для «обучающей» выборки проводятся путём решения уравнений RANS. Математический план расчетного эксперимента построен с использованием принципа латинского гиперкуба. На примере двумерной задачи (см. рисунок 6.2) видно, что область варьирования

параметров делится по каждой переменной на число отрезков, соответствующих числу расчетных точек. Затем по специальному алгоритму точки расставляются таким образом, чтобы по каждой переменной на каждый отрезок попадала расчетная точка. Это обеспечивает равномерное распределение расчетных точек в «пространстве параметров».

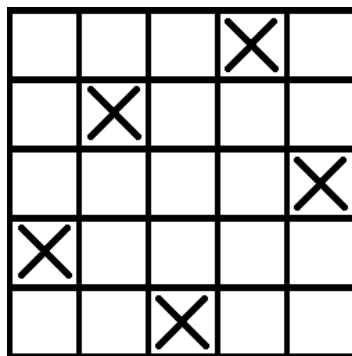


Рисунок 6.2 – План эксперимента по принципу латинского гиперкуба

Таким образом, было проведено 256 численных расчетов каналов с различными соотношениями геометрических параметров и расхода. Расчеты проводились в RANS постановке по методике, описанной в предыдущих главах, для проведения корреляционного анализа, построения математической модели по предсказанию характеристик течения и применения предложенной адаптивной системы УПС. Рассматривались такие характеристики, как $v_{сеч}$ и $\Delta\sigma_{осеч}$ в ИСК, а также наличие/отсутствие отрыва в канале.

6.2 Построение математической модели течения в криволинейном канале и анализ результатов

Построение суррогатной математической модели выполнено с учетом результатов корреляционного анализа. Для оценки факторов, оказывающих наибольшее влияние на результаты, рассчитан корреляционный коэффициент Пирсона, который для случайных величин X и Y выглядит следующим образом:

$$r_{XY} = \frac{M[(X - M[X]) \cdot (Y - M[Y])]}{\sigma_X \cdot \sigma_Y},$$

где M и σ – математическое ожидание и среднеквадратичное отклонение случайной величины, соответственно. Положительные значения r_{XY} означают, что при возрастании одной из величин возрастает и вторая. При отрицательных значениях наблюдается обратная связь. Чем ближе абсолютное значение r_{XY} к единице, тем ближе мы находимся к линейной связи между этими величинами. На рисунке 6.3 представлены значения коэффициента корреляции между входными параметрами, их попарными произведениями и выходными параметрами.

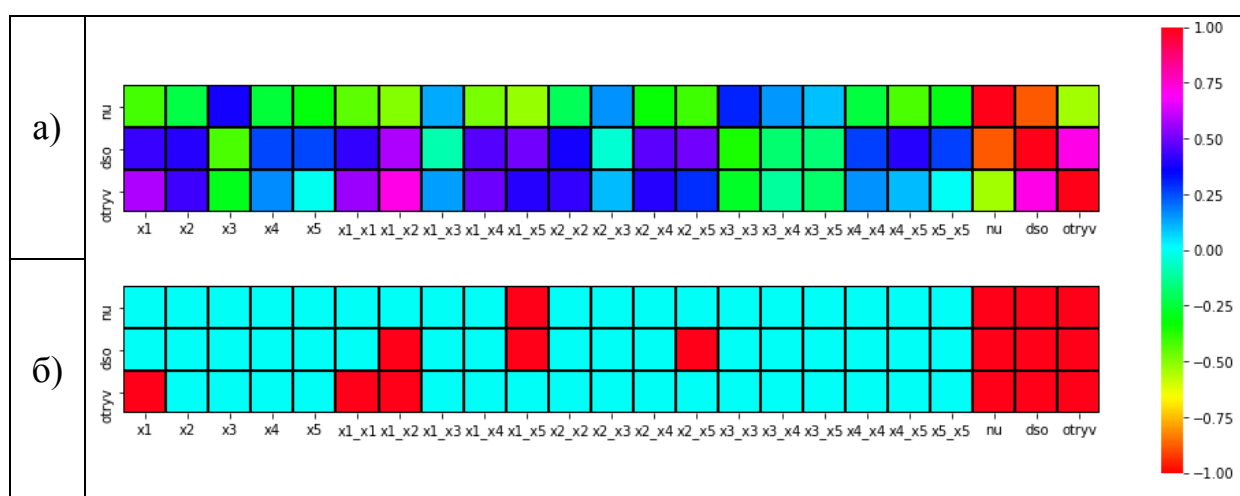


Рисунок 6.3 – Коэффициент корреляции между входными и выходными параметрами: а) истинное значение;

б) красным выделены величины, по модулю большие, чем 0.5

Рассматривается влияние не только входных параметров задачи, но и их попарных произведений. Обратим внимание на те зависимости, где значение коэффициента по модулю больше 0.5 (то есть связь близка к линейной). Анализ показывает, что при наличии отрыва условие выполняется при следующих комбинациях входных параметров: x_1 , $x_1 \cdot x_1$, $x_1 \cdot x_2$, причем у всех комбинаций знак зависимости положительный (см. рисунок 6.3а). Вспомним, что x_1 – это относительный диаметр выхода из канала, а x_2 – относительное отклонение средней линии. То есть к возникновению отрыва приводит расширение канала, а также расширение канала в совокупности с отклонением средней линии. Последний фактор характеризует искривление нижней поверхности канала, и наблюдаемая зависимость подтверждает открытые ранее закономерности: чем

больше кривизна поверхности в канале, тем больше вероятность, что в нем наступит отрыв. Для величины $\Delta\sigma_0$ наибольшая корреляция наблюдается с параметрами $x_1 \cdot x_2$, $x_1 \cdot x_5$, $x_2 \cdot x_5$. Величина x_5 характеризует расход на входе в канал. Это означает, что расширение канала в совокупности с увеличением расхода, а также отклонение средней линии в совокупности с увеличением расхода приводят к росту параметра окружной неравномерности. При этом параметр $\Delta\sigma_0$, как и фактор наличия отрыва, сильно коррелирует с величиной $x_1 \cdot x_2$, которую мы описали выше. Величина v сильно коррелирует только с произведением $x_1 \cdot x_5$, причем со знаком минус. Это означает, что при расширении канала и росте расхода на входе величина коэффициента восстановления полного давления падает. Обратим внимание, что выходные данные сильно коррелируют между собой. Так, возникновение отрыва приводит к падению v (отрицательная корреляция) и росту $\Delta\sigma_0$ (положительная корреляция), а сами величины v и $\Delta\sigma_0$ коррелируют с обратным знаком.

При анализе данных также обнаружена следующая зависимость. На рисунке 6.4 представлены расчётные точки в пространстве переменных $x_1 \cdot x_2$ и x_3 . Черными точками обозначены случаи, когда в расчете нет отрыва, а красными треугольниками – случаи с возникающим отрывом.

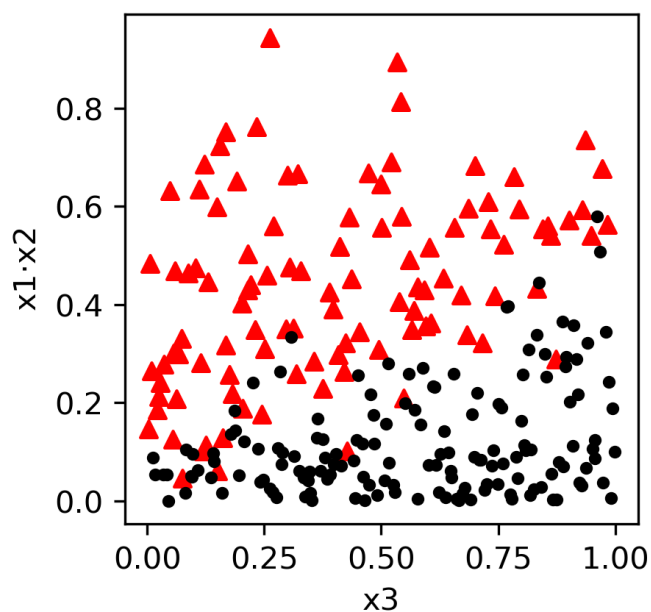


Рисунок 6.4 – Карта расчетных точек в пространстве переменных, $x_1 \cdot x_2$ и x_3

Видно, что есть область безотрывных режимов, переходная область и область отрывных режимов, которые можно выделить достаточно четко. Как уже упоминалось, $x_1 \cdot x_2$ – это отклонение нижней поверхности канала от оси, а x_3 – безразмерная длина канала. Таким образом, исходя из данных, представленных на рисунке 6.4, можно сказать, что при увеличении длины канала для получения отрыва нужно увеличивать отклонение нижней поверхности канала. Или наоборот, если при определенном расширении канала и отклонении центральной линии в канале возникает отрыв, то для его устранения можно увеличить длину канала. С точки зрения физики, это объяснимо, ведь совокупность рассматриваемых входных параметров характеризует, по сути, кривизну нижней поверхности канала, а именно эта величина оказывает существенное влияние на факт возникновения отрыва.

При решении задачи регрессии, позволяющей предсказать необходимые параметры, рассмотрены следующие модели: метод k ближайших соседей (knn)[93], линейная регрессия (LR) [94], метод опорных векторов (svm) [95], кригинг (регрессия на гауссовых процессах – GP) [96], решающее дерево (DT) [97], случайный лес (RF) [98]. Между собой модели сравниваются методом кросс-валидации, для которой исходная обучающая выборка, состоящая из всех 256 расчетных точек, делится на 16 подгрупп. Ошибка оценивается по величине среднего абсолютного отклонения. В таблице 6.1 представлены результаты оценки этой величины для моделей, построенных для параметров v и $\Delta\sigma_0$. Видно, что наименьшую ошибку дает модель кригинга (GP).

Таблица 6.1 – Величины среднего абсолютного отклонения для различных моделей решения задачи регрессии

	knn	LR	svm	GP	DT	RF
$v_{\text{сеч}}$	0.0026	0.0058	0.0346	0.0009	0.0045	0.0035
$\Delta\sigma_{0 \text{ сеч}}$	0.31	0.54	0.20	0.18	0.49	0.38

Также исследована сходимость модели кригинга в зависимости от объема обучающей выборки. Точность при этом контролируется на расчетных случаях, не входящих в обучающую выборку. Полученная зависимость для величины средней ошибки представлена на рисунке 6.5.

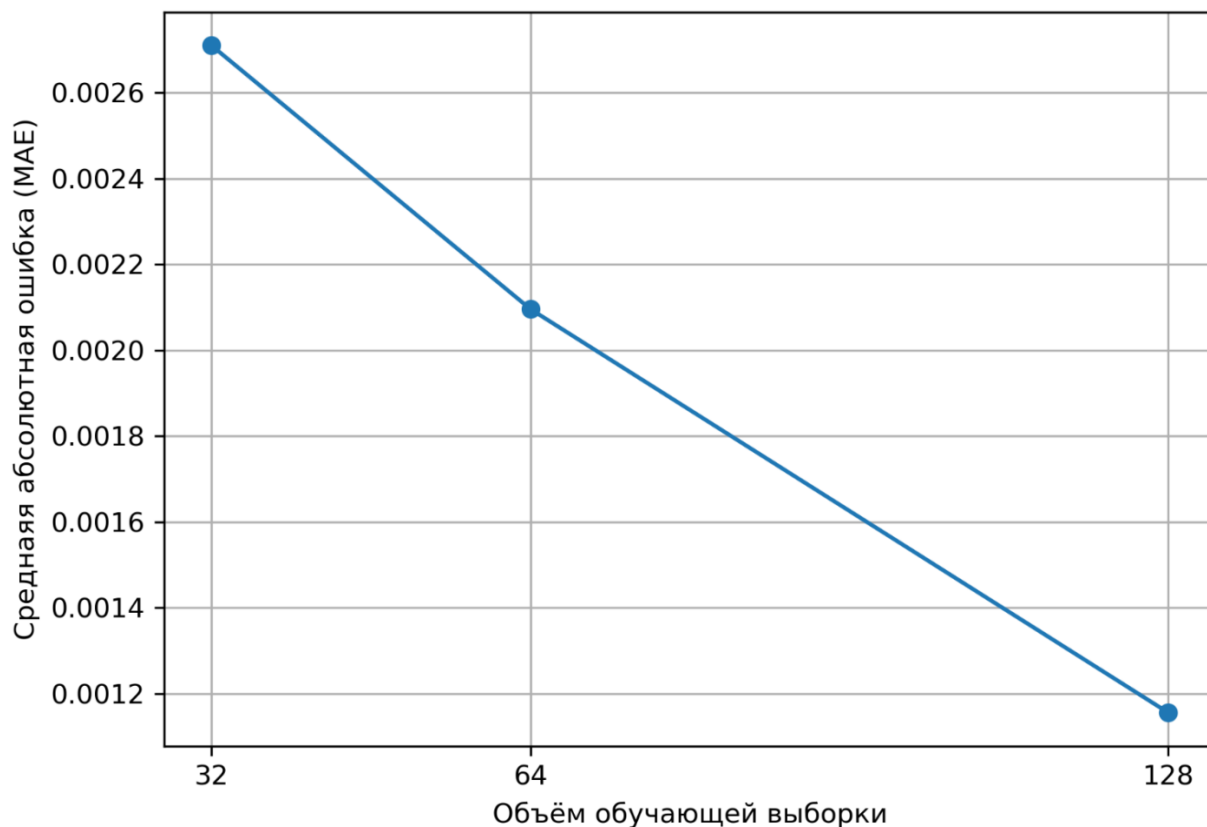


Рисунок 6.5 – Ошибка модели в зависимости от объема обучающей выборки

Видно, что величина ошибки падает с ростом объема обучающей выборки. Это говорит о том, что модель не переобучена. Применимость построенных моделей проверяется следующим способом. На основе настроенных моделей подбираются две геометрии, в одной из которых реализуется безотрывное течение, а в другой – отрывное. Были выбраны каналы со следующими геометрическими характеристиками: вариант 1 – $D_{out}=0.1524$, $H=0.13176$, $L=0.4572$, $L_{buf}=0.1427$, вариант 2 – $D_{out}=0.15$, $H=0.18$, $L=0.42$, $L_{buf}=0.1$. Для обоих случаев проведены RANS-расчеты с варьированием расхода на входе в канал. Полученные результаты сравниваются с характеристиками, предсказанными по настроенным моделям. Результаты сравнения представлены на рисунках 6.6 (отрыв возникал только при максимальном расходе) и 6.7 (отрыв

возникал при всех расходах). Средняя абсолютная ошибка составляет 0.0014 по $v_{\text{сеч}}$ и 0.27 по $\Delta\sigma_{\text{осеч}}$ для первой геометрии и 0.0040 по $v_{\text{сеч}}$ и 0.16 по $\Delta\sigma_{\text{осеч}}$ для второй геометрии.

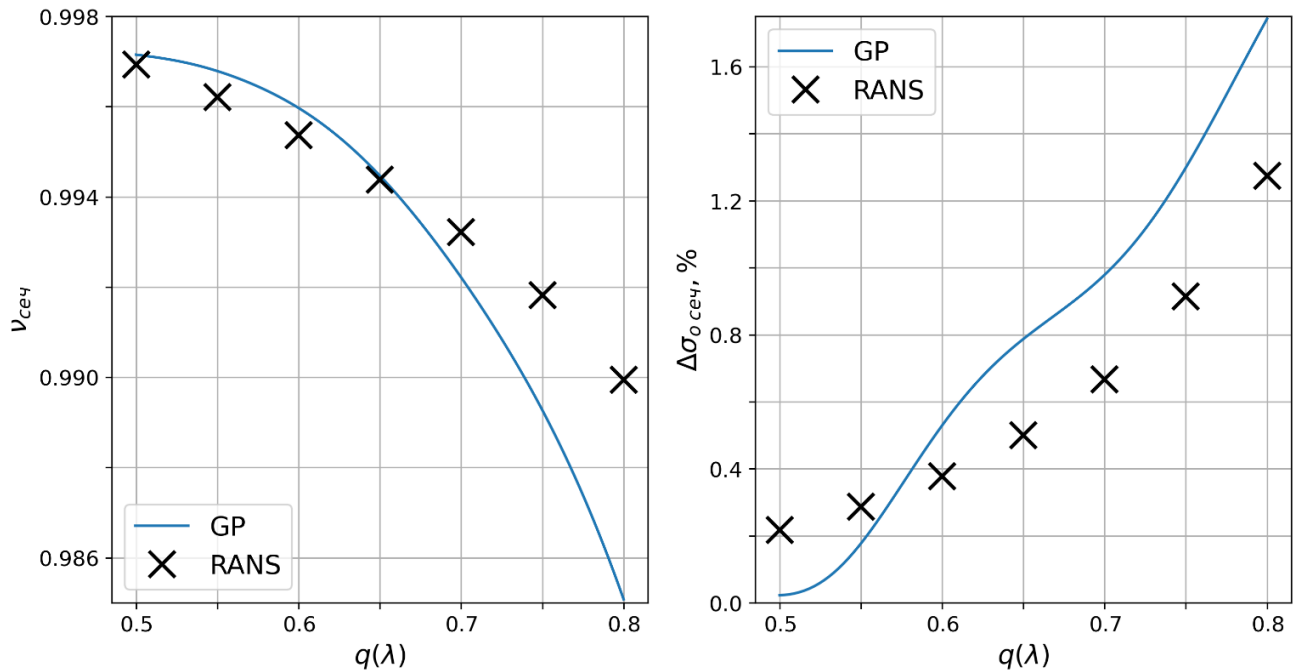


Рисунок 6.6 – Зависимости $v_{\text{сеч}}$ и $\Delta\sigma_{\text{осеч}}$ от $q(\lambda)$, полученные по выбранной регрессионной модели для варианта 1 геометрии

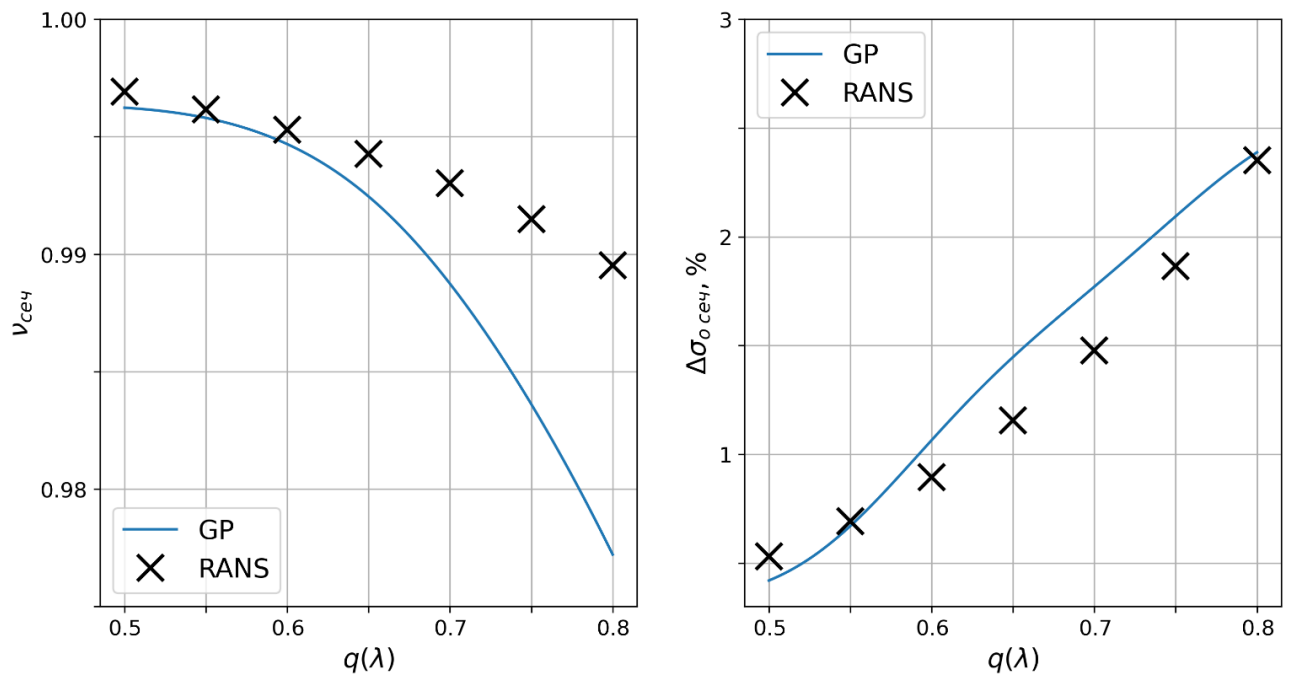


Рисунок 6.7 – Зависимости $v_{\text{сеч}}$ и $\Delta\sigma_{\text{осеч}}$ от $q(\lambda)$, полученные по выбранной регрессионной модели для варианта 2 геометрии

Визуально видно достаточно большое отклонение предсказанных значений от полученных в численных расчетах. Это расхождение можно объяснить тем, что в данной задаче мы наблюдаем два разных, с точки зрения физики, явления, а именно, отрывной и безотрывный режим течения в канале. Проблема заключается в том, что, несмотря на это, мы пытаемся описать их единой суррогатной моделью, что снижает точность предсказания характеристик. В связи с этим возникает идея построения более сложной композиционной модели, которая сначала по входным параметрам определяет наличие или отсутствие отрыва, а, исходя из этого, использует одну из моделей, настроенных на отрывной или безотрывной задачах, соответственно. Методом кросс-валидации определено, что лучшей моделью для предсказания отрыва в канале является метод опорных векторов, позволяющий предсказать отрыв с точностью 96%, а безотрывный – соответственно, 94%.

В рамках такой модели для предсказания v лучше работает метод линейной регрессии. Такой подход показывает лучший результат по сравнению с предыдущим, см. рисунки 6.8-6.9.

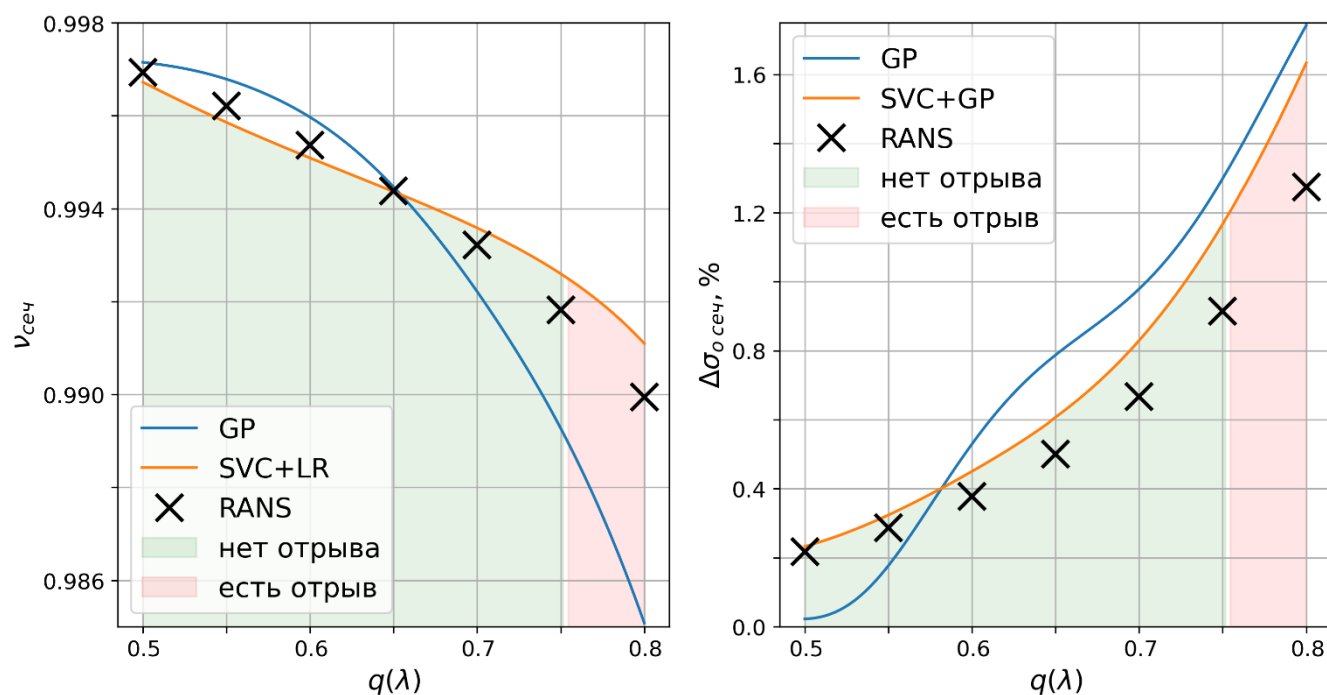


Рисунок 6.8 – Зависимости $v_{\text{сеч}}$ и $\Delta\sigma_{\text{о_сеч}}$ от $q(\lambda)$, полученные по композиционной модели для варианта 1 геометрии

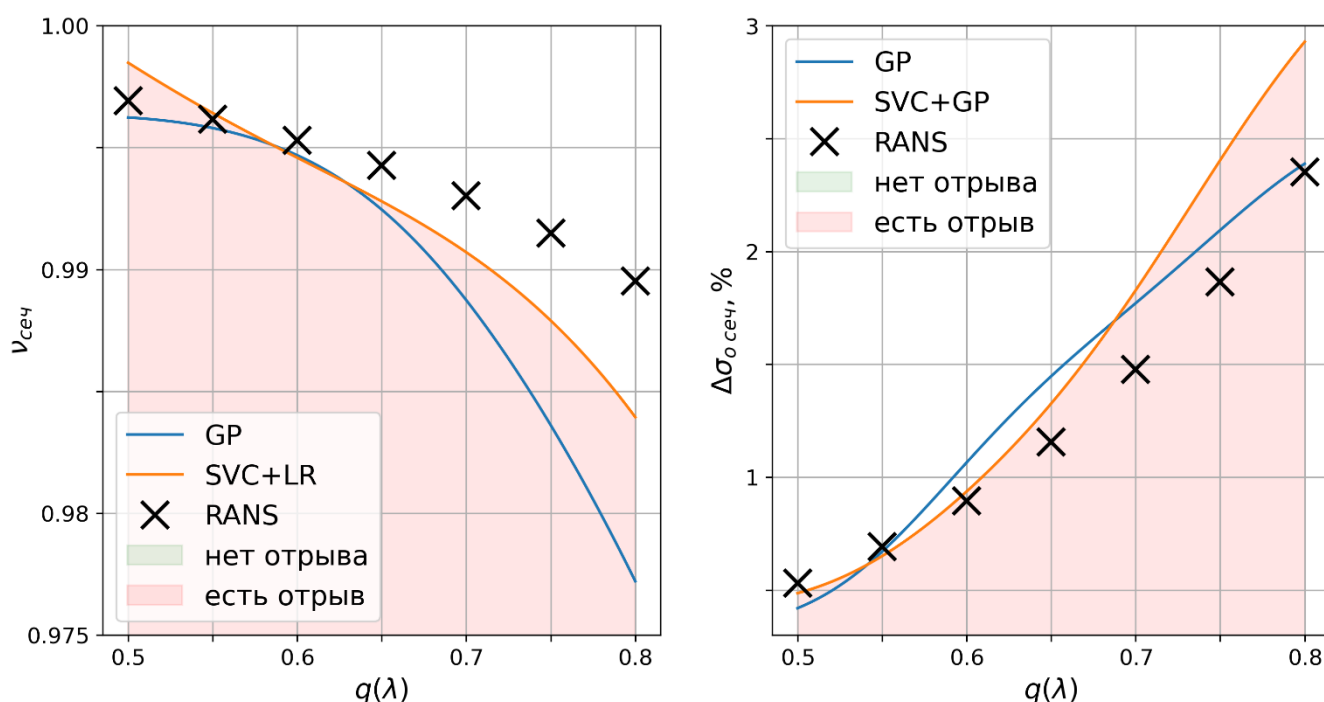


Рисунок 6.9 – Зависимости $v_{сеч}$ и $\Delta\sigma_{о сеч}$ от $q(\lambda)$, полученные по композиционной модели для варианта 2 геометрии

При этом средняя абсолютная ошибка составляет 0.0004 по $v_{сеч}$ и 0.15 по $\Delta\sigma_{о сеч}$ для первой геометрии и 0.0022 по $v_{сеч}$ и 0.25 по $\Delta\sigma_{о сеч}$ для второй геометрии. Полученная точность может считаться приемлемой. Дальнейшего улучшения результатов можно достигнуть, если отдельно выделить случаи с началом перехода безотрывного обтекания в отрывное.

6.3 Опыт применения адаптивной системы отсоса для каналов с различными геометрическими параметрами

На имеющейся базе расчетов различных геометрий также проведена проверка работоспособности предлагаемой адаптивной системы отсоса. Цель располагалась автоматически по алгоритму, описанному в разделе 4.4. Оценка характеристик проводится в рамках подхода RANS, описанного в предыдущих главах. На выходе из щели фиксируется расход $G_{отб} = 1\% G_{вх}$. Сопоставляются характеристики канала с выключенной и включенной системами отсоса. Условием сравнения является равенство расхода через основной канал на выходе в обоих случаях. Результаты представлены на рисунках 6.10-6.11. Сопоставление

показывает, что для подавляющего большинства случаев применение адаптивной системы УПС позволяет повысить коэффициент восстановления полного давления и снизить уровень окружной неравномерности.



Рисунок 6.10 – Сравнение величин $v_{сеч}$ до и после применения адаптивной системы УПС

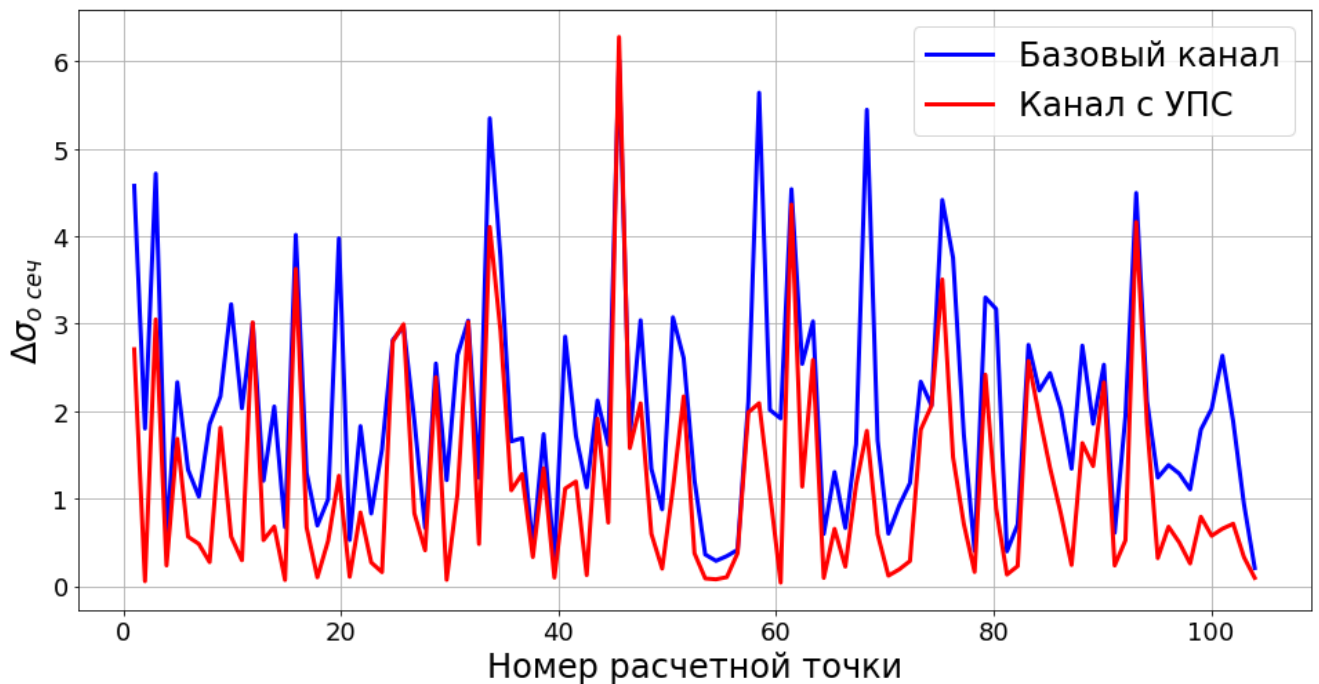


Рисунок 6.11 – Сравнение величин $\Delta\sigma_{о сеч}$ до и после применения адаптивной системы УПС

В таблице 6.2 представлены оценки, полученные путем осреднения результатов по всем расчетным случаям. Как можно видеть из таблицы, в среднем, применение системы позволяет повысить коэффициент восстановления полного давления на 0.62% и снизить величину параметра окружной неравномерности на 41.4%. Если рассматривать случай, в котором $v_{\text{сеч}}$ в базовом канале удовлетворяет условию неперевышения значения 0.99, то выигрыш составляет 0.88% и 36.2%, соответственно, см. таблицу 6.3.

Таблица 6.2 – Среднее изменение параметров в ИСК для всех расчетных случаев

	Базовый канал	Канал с системой отсоса	$\Delta, \%$
$v_{\text{сеч}}$	0.9807	0.9868	+0.62
$\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$	2.025	1.187	-41.4

Таблица 6.3 – Среднее изменение параметров потока в ИСК для расчетных случаев при условии $v_{\text{сеч}} < 0.99$ в базовом канале

	Базовый канал	Канал с системой отсоса	$\Delta, \%$
$v_{\text{сеч}}$	0.9734	0.9820	+0.88
$\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$	2.677	1.707	-36.2

Теперь рассмотрим случай наиболее успешного применения адаптивной системы УПС. Анализ результатов показывает, что наименьшие потери обеспечивает вариант, геометрические параметры которого представлены в таблице 6.4. На рисунке 6.12 представлена картина расположения линий тока на внутренней поверхности канала.

Таблица 6.4 – Исходные параметры геометрии канала

x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	$v_{\text{сеч}}$	$\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$	Отрыв
0.3757	0.8795	0.0738	0.6807	1.0000	0.9591	5.4477	1

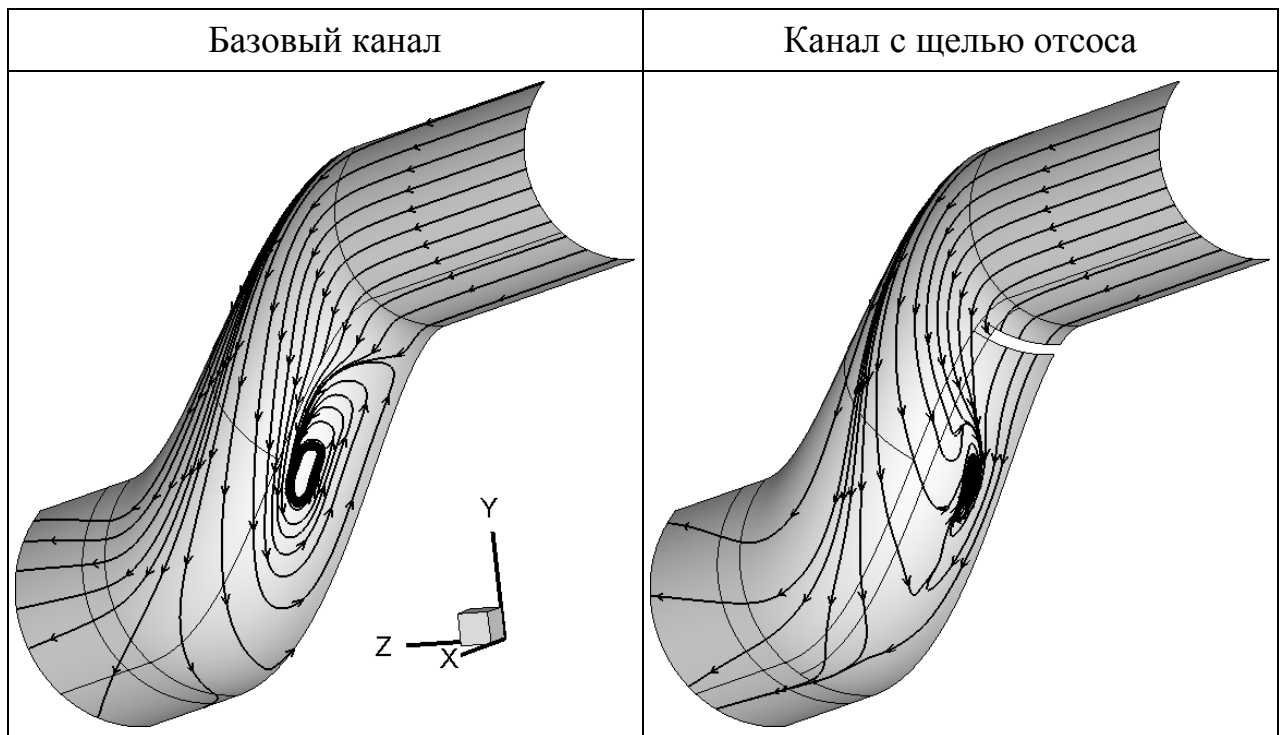


Рисунок 6.12 – Линии тока вдоль поверхности канала

Видно, что в базовом канале присутствует развитая зона возвратного течения. Линии тока концентрируются и выделяют эту зону в виде центра циркуляционного движения. Применение адаптивной системы УПС позволяет почти полностью подавить указанный отрыв. При этом образуется небольшой вихрь из-за сложного течения вблизи края щели, что наблюдалось и раньше. На рисунке 6.12 (справа) можно отметить возвратное течение, однако размер этой области существенно меньше. Картину дополняет поле распределения числа Маха в плоскости симметрии канала. В базовом канале (см. рисунок 6.13 сверху) видна область сильного торможения (синий цвет). Она совпадает с зоной присоединения вихря. Об этом свидетельствуют линии тока (линия растекания потока).

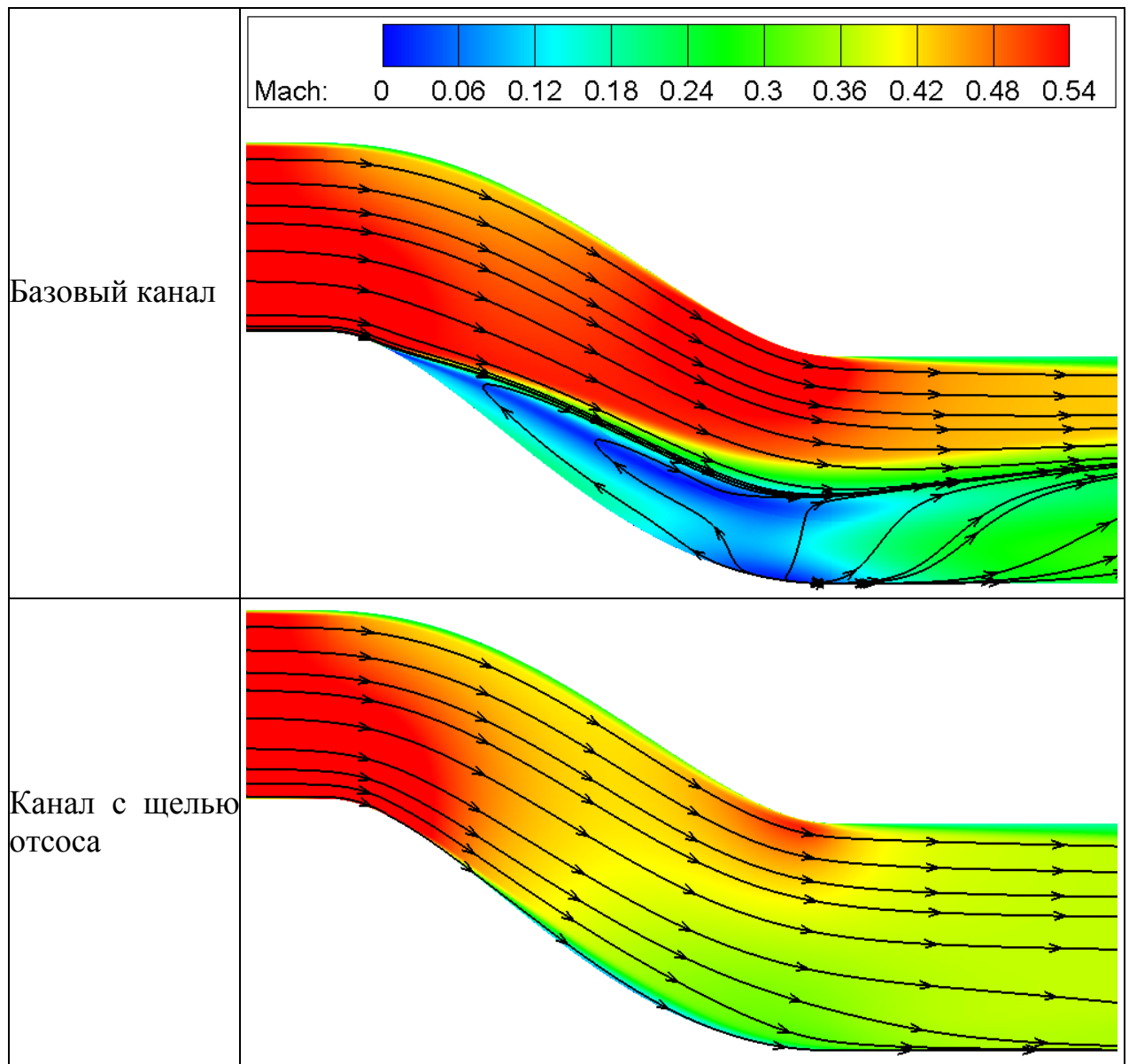


Рисунок 6.13 – Поле числа Маха в плоскости симметрии канала

В случае канала с адаптивной системы УПС (см. рисунок 6.13 снизу) область торможения отсутствует. Кроме того, все линии тока идут к выходу из канала. Другими словами, в этом случае отсутствует интенсивный отрыв и это происходит благодаря применению адаптивной системы УПС. В таблице 6.5 аккумулированы данные, подтверждающие сделанный вывод.

Таблица 6.5 – Характеристики потока в ИСК

	Базовый канал	Канал с системой отсоса	Δ , %
$v_{\text{сеч}}$	0.9591	0.9870	+2.91
$\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$	5.448	1.776	-67.4

Следовательно, в случае применения адаптивной системы УПС к рассмотренному варианту геометрии получен наилучший результат по изменению характеристик потока в канале.

6.4 Выводы к главе 6

Построенные суррогатные модели позволяют предсказать по геометрическим параметрам и расходу в канале: наличие/отсутствие отрыва – с точностью 94-96%, параметры $v_{\text{сеч}}$ и $\Delta\sigma_{\text{о сеч}}$ с ошибкой 0.0022 и 0.25 по абсолютной величине, соответственно. Применение предложенной адаптивной системы УПС в широком диапазоне геометрий подтверждает ее положительное влияние на интересующие параметры потока, позволяя получить выигрыш по абсолютной величине потерь полного давления до 3% и по абсолютной величине параметра окружной неравномерности до 67%.

7 Возможная схема реализации системы адаптивного отсоса пограничного слоя в тестовом криволинейном канале воздухозаборника

Подготовка схемы реализации адаптивного отсоса может осуществляться только в рамках конкретного проекта ЛА. В данной работе это условие не выполняется, так как технический проект отсутствует. Тем не менее, есть ряд важных аспектов общего характера, которые делают указанный вопрос актуальным. В данном разделе исследована принципиальная возможность получения положительного эффекта от внедрения адаптивной системы УПС в условиях реального самолета, а также рассматриваются предложения по возможностям организации системы отсоса в канале одной из возможных конфигураций.

7.1 Оценка влияния отсоса пограничного слоя в тестовом канале воздухозаборника на дальность полета летательного аппарата

При подготовке материалов данного параграфа использован опыт экспериментальных работ ЦАГИ, обобщенный в работе [74], где приводится теоретическая зависимость относительного изменения дальности полета самолета от различных факторов, в частности, его сопротивления, удельного расхода топлива и веса (в рассматриваемом случае учитывается вес конструкции ВЗ):

$$\frac{\Delta L}{L} = - \left(\frac{\Delta C_x}{C_x} + \frac{\Delta C_R}{C_R} + \frac{\Delta G_{ВЗ} \cdot \left(1 - \frac{G_k}{G_n} \right)}{G_k \ln \frac{G_n}{G_k}} \right).$$

Здесь L – дальность полета, C_x – внешнее сопротивление (включая ВЗ), C_R – удельный расход топлива, $G_{ВЗ}$ – вес ВЗ, G_n , G_k – вес ЛА в начале и конце полета.

В настоящей работе рассматривается тестовый канал, поэтому проведена упрощенная оценка влияния изменения расхода воздуха через систему отсоса на дальность полета за счет изменения характеристик потока на входе в двигатель. Влияние изменения массы конструкции и внешних аэродинамических

характеристик воздухозаборника не учитывается. Влияние изменения расхода воздуха на дальность полета реализуется за счет изменения удельного расхода топлива. Для расчетов применяется зависимость из публикации [98]:

$$C_R = 3600 \cdot \frac{G_T}{G_B - G_{отб}} \frac{G_B}{P},$$

где G_T – расход топлива, G_B – общий расход воздуха на входе в канал ВЗ, $G_{отб}$ – расход через систему отсоса, P – тяга. В данной задаче расход воздуха $G_{вх}$ на входе в двигатель (выходе из криволинейного канала) с отсосом и без него фиксируется. Это приводит к тому, что $G_{вх} = G_B - G_{отб} = \text{const}$ и, следовательно, получается

$$C_R = \frac{3600 G_T}{G_{вх}} \cdot \frac{G_{вх} + G_{отб}}{P}.$$

Пусть $G_T = \text{const}$, тогда: $dC_R = \frac{\partial C_R}{\partial P} dP + \frac{\partial C_R}{\partial G_{отб}} dG_{отб}$, Первая часть этого выражения исследована в монографии [74], и ее влияние на удельный расход топлива описывается следующим образом:

$$\left(\frac{\Delta C_R}{C_R} \right)_P = (1 - K_R) \frac{\Delta v}{v},$$

где K_R – коэффициент, зависящий от скорости полета и удельной тяги двигателя

$$P_{уд} = P / G_{вх}. \text{ Для второй части рассматриваемого выражения } \frac{\partial C_R}{\partial G_{отб}} = \frac{3600 G_T}{G_{вх} P},$$

учитывается, что $dG_{отб} = G_{отб}$. При этом выполняется условие $G_{отб} \ll G_{вх}$, что позволяет перейти к малым приращениям. Тогда с учетом того, что

$$\left(\frac{\Delta C_R}{C_R} \right)_{G_{отб}} = \frac{G_{отб}}{G_{вх}}, \text{ в итоге получается выражение:}$$

$$\frac{\Delta C_R}{C_R} = (1 - K_R) \frac{\Delta v}{v} + \frac{G_{отб}}{G_{вх}}.$$

Величина коэффициента K_R рассчитывается с применением графиков на рисунке 7.1, которые опубликованы в работе [74].

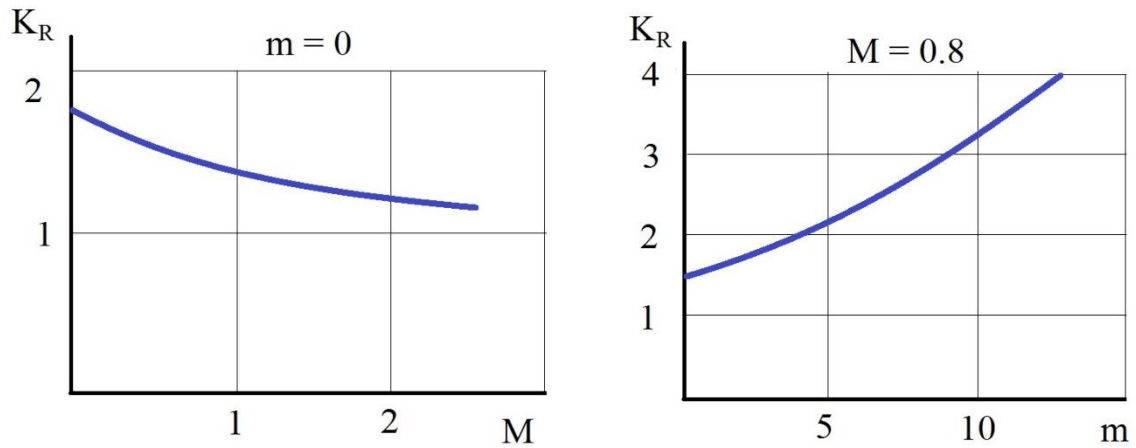


Рисунок 7.1 – Зависимость K_R от числа Маха полёта и степени двухконтурности двигателя m

При рассмотрении конкретного примера можно использовать результат, полученный в разделе 4.3. Пусть коэффициент восстановления полного давления в канале с адаптивной системы УПС при $\frac{G_{отб}}{G_b} = 0.01$ повысился на $\frac{\Delta v}{v} = 0.01$ по сравнению с соответствующей величиной, полученной в канале без отсоса. Для оценок можно воспользоваться примером типового двигателя со степенью двухконтурности $m = 8.5$ ($K_R = 3$). Использование соотношения, описанного выше, дает увеличение дальности полета на $\frac{\Delta L}{L} = 0.01$. Если применить расчет к случаю, рассмотренному в разделе 6.3, то можно получить, что $\frac{\Delta L}{L} = 0.05$, что в пять раз превосходит результат для тестового канала. Стоит отметить, что это теоретическая оценка максимального прироста дальности полета. В реальности прирост будет ниже, так как в данной оценке не учитывается рост трения в системе отсоса и веса самой системы. Тем не менее, это подтверждает тот факт, что адаптивная система УПС позволяет получить больший выигрыш по дальности полета самолета, чем другие рассмотренные в диссертации варианты щели отсоса вследствие большего выигрыша по v при одинаковом расходе через систему отсоса.

7.2 Предложения по практической реализации концепции адаптивного отсоса пограничного слоя в криволинейном канале

В настоящей работе реализован один из возможных принципов щелевого отсоса. Принципиальная схема конструкции щели представлена на рисунке 7.2. Исходя из постановки задачи, щелей может быть несколько и они могут располагаться в различных местах. Основная проблема заключается в необходимости системы выброса газа, забираемого из криволинейного канала, и регулировки объема забираемого газа.

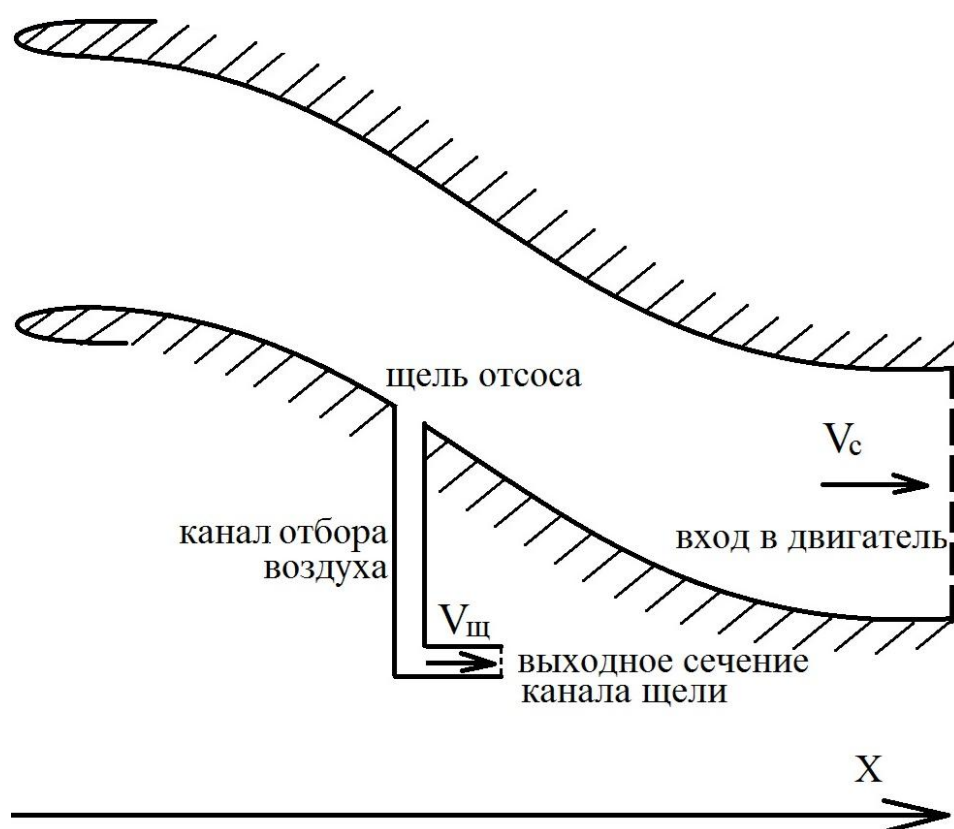


Рисунок 7.2 – Схема организации отсоса газа из канала воздухозаборника

Конструктивно возможна реализация нескольких вариантов. Например, на поверхности ВЗ выполнить ряды отверстий, которые обеспечат возможность поступления газа из канала ВЗ в ограниченный объем (полость) под поверхностью (см. рисунок 7.3). Далее обеспечивается выброс газа во внешний поток. Положение протоков отверстий для выброса газа выбирается в ходе конструкторской проработки изделия и оптимизируется из условий:

- минимизации расстояния от места в канале до отверстия выброса;

- максимизации перепада давления в канале и в окружающем потоке;
- минимизации массы всей конструкции.

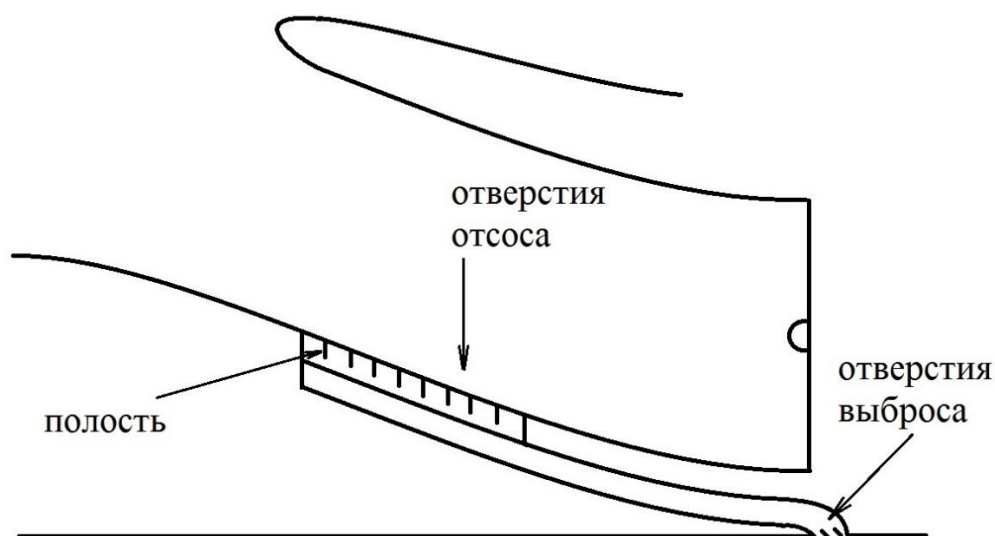


Рисунок 7.3 – Схематичное изображение системы отвода

Например, в [99] рассматривается схожая задача об организации системы перепуска воздуха для сверхзвукового ВЗ. При анализе характеристик различных вариантов створок перепуска сделан вывод, что, с точки зрения снижения сопротивления, наилучшим вариантом является применение створок в виде жалюзи с регулируемой площадью критического сечения. В зависимости от соотношения геометрических параметров канала допустимы различные варианты конструктивной реализации системы отсоса в целом и организации управления отсосом в частности. При относительно высоком значении перепада давления и малом расстоянии возможно максимально простое конструктивное решение – обеспечение перепуска газа непосредственно через подкапотное пространство мотогондолы. Однако для реализации этого варианта необходимо наличие свободного пространства между элементами конструкции, а также наличие отверстий в элементах силового набора (шпангоутах). При этом суммарная площадь проходного сечения на протяжении всей длины траектории перепускаемого потока газа должна быть не менее критического значения, соответствующего перепаду давления между камерой перепуска и отверстием выброса. При относительно малых значениях перепада давления и больших

расстояниях возникает необходимость организации специальных каналов, обеспечивающих минимизацию газодинамических потерь в потоке между отверстиями отсоса в канале и отверстиями выброса. Об этом косвенно свидетельствует исследование [100], где получена линейная связь между сопротивлением трения и длиной канала. Практическую реализацию системы слива ПС в случае автозапускаемого ВЗ для делового самолета можно найти в работе [65]. Указанный ВЗ имеет системы перепуска и слива газа через щели. Другое решение предложено в патенте [101], где газ, забранный через систему отсоса, предлагается выбрасывать в боковую часть фюзеляжа и верхнюю часть мотогондолы.

В случае адаптивной системы УПС открытым остается вопрос о сенсоре, который будет определять факт наступления отрыва и оценивать его размеры. Таким сенсором может выступить датчик трения. Множество таких датчиков заделываются заподлицо в поверхность канала и дают сигналы типа «плюс», «ноль» и «минус». Сигнал «ноль» означает расположение датчика в точке зарождения отрыва, а минус – расположение в зоне возвратного течения по отношению к основному направлению течения. При наличии достаточного количества датчиков удастся точно идентифицировать зону отрыва. Отрицательной чертой данной системы является предрасположенность к возникновению автоколебаний. Например, при идентификации отрыва датчиками включается система отсоса. Согласно результатам исследования, представленного в диссертации, при работе предложенной системы возможна ситуация, когда отрыв полностью подавляется. В таком случае датчики будут показывать отсутствие отрыва потока в канале, соответственно, забор газа прекратится, что приведет к повторному возникновению отрыва. Более простым и надежным является принцип управления расходом воздуха через систему отсоса по рассчитанному заранее закону изменения степени открытия регулирующего устройства. В качестве управляющего параметра в данной системе берутся приведенные обороты двигателя и параметры полета (скорости, угла атаки, угла скольжения). При этом предполагается, что система регулирования создана

в рамках нейронной сети и охватывает большое количество управляющих параметров. Подготовка такой программы может включать базу решений, основанную на предварительных расчетах полетных режимов с анализом распределения критериальной величины Бам-Зеликовича, как, например, в разделах 4.4 и 6.3 диссертации. Следует уделять внимание возможным неточностям в определении входных и выходных параметров системы. Так, необходимо учитывать возможные погрешности в измерении параметров набегающего потока и расхода воздуха через двигатель, а также погрешность положения регулирующих элементов.

Исполнительный механизм регулирования расхода воздуха через систему отсоса может быть реализован следующим образом:

- клапаны на отверстиях системы отсоса в канале ВЗ (см. рисунок 7.4);

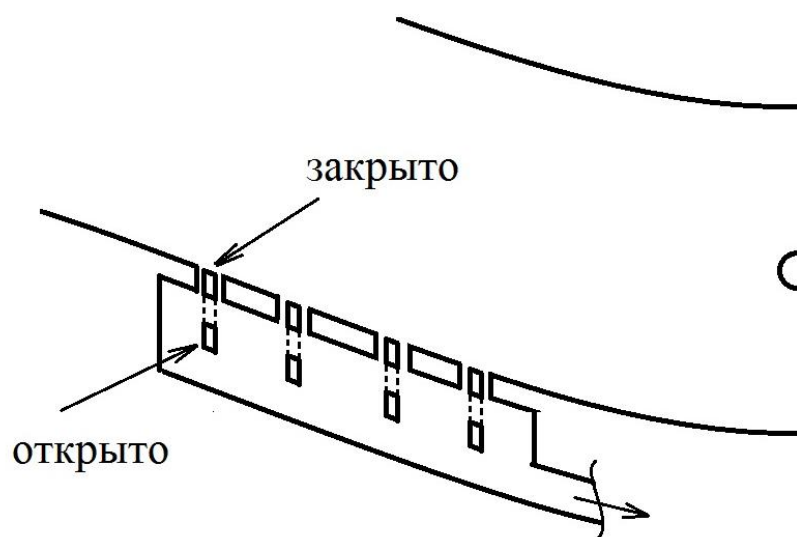


Рисунок 7.4 – Регулирование за счет открытия/закрытия щелей отсоса

- клапан с переменной степенью перекрытия канала выброса отсасываемого газа (см. рисунок 7.5);

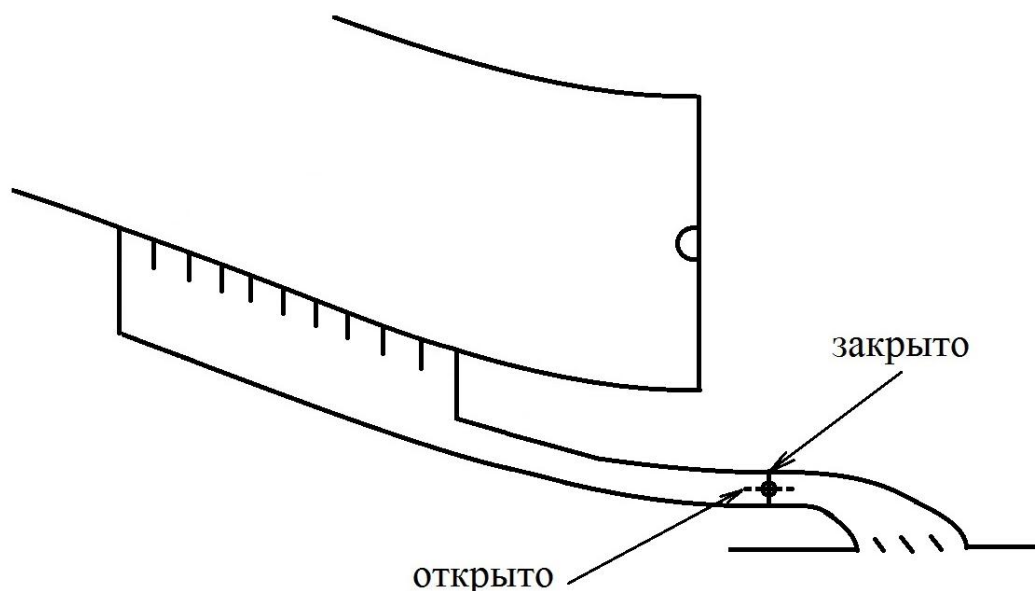


Рисунок 7.5 – Регулирование за счет открытия/закрытия канала отсоса
– клапан(ы) на отверсти(ях) выброса (см. рисунок 7.6).

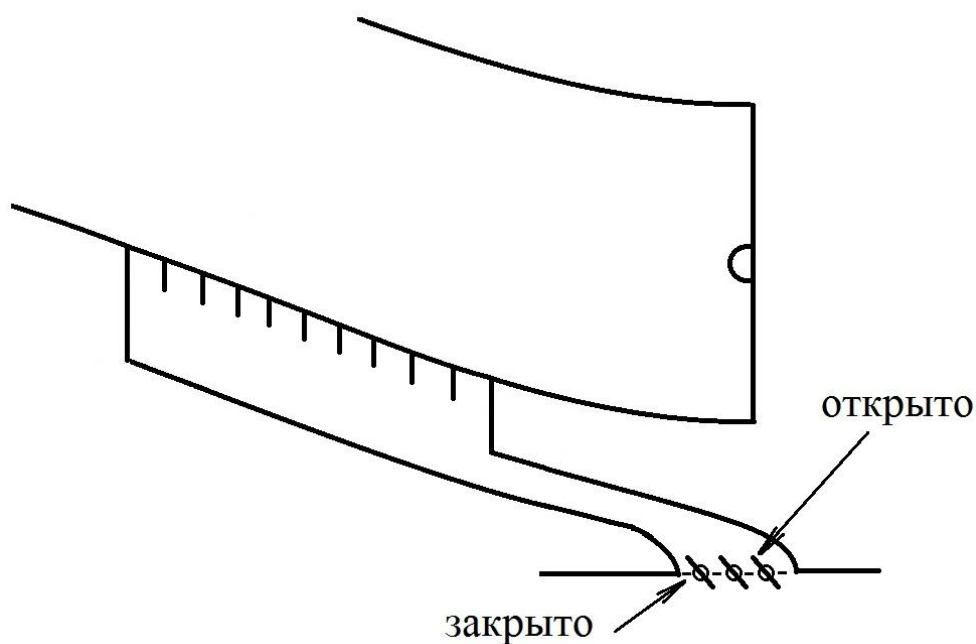


Рисунок 7.6 – Регулирование за счет открытия/закрытия клапанов
на отверстиях выброса

Наиболее конструктивно простым и технологичным решением является использование клапана в канале выброса. Однако при реализации метода выброса отсасываемого газа сквозь подкапотное пространство и конструкцию, более приемлемым вариантом будет организация клапана(ов) на отверсти(ях) выброса.

7.3 Выводы к главе 7

На основе представленных данных сделаны следующие выводы: приведенные оценки влияния коэффициента восстановления полного давления на дальность полета позволяют считать предложенную адаптивную систему УПС возможным техническим решением. Предложено несколько концептуальных идей реализации указанной системы. Выбор конкретной системы возможно сделать при рассмотрении конкретного ЛА.

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%.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения. – М.: Наука, 2016. – 512 с.
2. Головкин М.А., Ефремов А.А., Леонтьев В.А. Очерки по истории развития исследований ЦАГИ по вертолетам и штурмовому самолету. – М.: Издательство ЦАГИ, 2017. – 335 с.
3. Kawai R., Friedman D. and Serrano L. Blended wing body (BWB) boundary layer ingestion (BLI) inlet configuration and system studies // NASA CR-2006-214534. – 2006. – 21 p.
4. Rodriguez D.L. A multidisciplinary optimization method for designing boundary layer ingesting inlets: Ph.D. Dissertation. – Stanford: Stanford Univ., Dept. of aeronautics and astronautics. – 2001.
5. Gangoli Rao A., Sharma A., van Dijk R. A CFD based parametric analysis of S-shaped inlet for a novel blended wing body aircraft // International conference on advances in thermal systems, materials and design engineering (ATSMDE2017). – 2017. – 11 p. – DOI 10.2139/ssrn.3101299.
6. 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. – URL: <http://www.garteur.org/technical-reports> (дата обр. 19.01.2021).
7. Berens, T. M. et al. Highly Integrated Subsonic Air Intakes // Group for Aeronautical Research and Technology in EUROpe (GARTEUR), AD/AG-46 Final Report. – 2014. – URL: <http://www.garteur.org/technical-reports> (дата обр. 19.01.2021).
8. Reynolds O. On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion // Philosophical Transactions of the Royal Society in London. – 1895. – Vol. 186. – P. 123-164.
9. Boussinesq J. Essai sur la theorie des eaux courantes. – Paris: Imprimerie nationale. – 1877. – 744 p.

10. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD (3rd edition). – DCW Industries. – 2006. – 460 p.
11. Wilcox D.C. Reassessment of the scale determining function for advanced turbulence models // AIAA Journal. – 1988. – Vol. 19, No. 2. – P. 1299-1310.
12. Jones W.P., Launder B.E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence // International Journal of Heat and Mass Transfer. – 1972. – Vol. 15. – P. 301-314.
13. Menter F.R. Improved two-equation k-omega turbulence models for aerodynamic flows // NASA TM-103975. – 1992. – 31 p.
14. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, heat and mass transfer. – 2003. – Vol. 4, No. 1. – P. 625-632.
15. Rodi W., Scheuerer G. Scrutinizing the turbulence model under adverse pressure gradient conditions // ASME, Journal of Fluids Engineering. – 1986. – Vol. 108. – P. 174-179.
16. Matyash I.S., Mikhaylov S.V., Troshin A.I. Reynolds stress model adjustments for separated flows // World congress in computational mechanics and ECCOMAS congress. – Virtual, Online, 2021. – P. 1-12. – DOI 10.23967/wccm-eccomas.2020.291.
17. Jakirlic S., Hanajalic K. A new approach to modeling near-wall turbulence energy and stress dissipation // Journal of fluid mechanics. – 2002. – Vol. 539. – P. 139-166.
18. Gerolymos G.A., Lo C., Vallet I., Younis B.A. Term-by-Term Analysis of Near-Wall Second Moment Closures // AIAA Journal. – 2012. – Vol. 50, No. 12. – P. 2848-2864. – DOI 10.2514/1.J051654.
19. Cecora R.-D., Eisfeld B., Probst A., Crippa S., Radespiel R. Differential Reynolds stress modeling for aeronautics // AIAA Conference Paper. 2012. – No. 0465. – 18 p. – DOI 10.2514/6.2012-465.

20. Cecora R.-D., Radespiel R., Eisfeld B., Probst A. Differential Reynolds Stress Modeling for Aeronautics // *AIAA Journal*. – 2015. – Vol. 53, No. 3. – P. 739-755. – DOI 10.2514/1.J053250.
21. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Под ред. Г.С. Бюшгенса // М: Наука, 1998. – 811 с.
22. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений // СПб.: Изд-во Политехнического ун-та, 2012. – 88 с.
23. Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equations // *Monthly weather review*. – 1963. – Vol. 91, No. 3. – P. 99-164.
24. Новгородцев Е.В. Численное исследование пульсаций полного давления в воздухозаборнике с острыми кромками с применением вихреразрешающего SBES-метода // *Вестник Московского авиационного института*. – 2019. – Т. 26, № 3. – С. 17-31.
25. Любимов Д.А. Исследование вихреразрешающим методом влияния дросселирования на спектры пульсаций давления в спаренном сверхзвуковом воздухозаборнике // *Математическое моделирование*. – 2023. – Т. 35, № 9. – С. 61-76. – DOI 10.20948/mm-2023-09-04.
26. Forsythe J., Squires K., Wurtzler K., Spalart P. Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha // *AIAA Conference Paper*. – 2002. – No. 0591.
27. Shur M. L., Spalart P. R., Strelets M. K., Travin A. K. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modeled LES capabilities // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – 2008. – Vol. 29, No. 6. – P. 1638-1649. – DOI 10.1016/j.ijheatfluidflow.2008.07.001.
28. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности // СПб.: Изд-во Политехнического. ун-та, 2016. – 234 с.
29. Матяш С.В. Некоторые аспекты методической работы по использованию солверов в промышленных пакетах // *Труды ЦАГИ*. – 2022. – Т. 2810. – С. 129-150.

30. Piomelli U., Balaras E., Pasimato H., Squires K.D., Spalart P.R. The inner-outer layer interface in large-eddy simulations with wall-layer // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – 2003. – Vol. 24, No. 4. – P. 538-550. – DOI 10.1016/S0142-727X(03)00048-1.
31. Hamba F. Analysis of filtered Navier-Stokes equation for hybrid RANS/LES simulation // *Physics of Fluids*. – 2011. – Vol. 23, No. 1. – P. 015108-13. – DOI 10.1063/1.3549933.
32. Germano M. Properties of the hybrid RANS/LES filter // *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*. – 2004. – V. 17. – P. 225-231.
33. Чжен П. Отрывные течения. – М.: Мир, 1972. – Т. 1-3. – 912 с.
34. Чжен П. Управление отрывом потока. – М.: Мир, 1979. – 552 с.
35. Wojewodka, M. M., White, C., Shahpar, S. and Kontis, K. (2018) A review of flow control techniques and optimization in S-shaped ducts // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. – 2018. – Vol. 74. – P. 223-235. – DOI 10.1016/j.ijheatfluidflow.2018.06.016.
36. Гадецкий В.М., Серебрянский Я.М., Фомин В.М. Исследование влияния генераторов вихрей на отрыв турбулентного пограничного слоя // *Ученые записки ЦАГИ*. – 1972. – Т. 3, № 4. – С. 22-28.
37. Ледовская Н.Н. Управление отрывом потока в диффузорных каналах. Экспериментальное исследование: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 01.02.05. – М., 2005. – 31 с.
38. Гарбарук А.В., Спаларт Ф.Р., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Численное моделирование управления отрывом с помощью механических и струйных вихрегенераторов // *Математическое моделирование*. – 2006. – Т. 18, № 3. – С. 55-68.
39. Павленко А.М. Изучение вихревой структуры отрывных течений и методов управления отрывом на моделях крыльев при малых числах Рейнольдса: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05. – Новосибирск, 2011. – 21 с.
40. Петров, А. В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. – М.: Физико-математическая литература, 2011. – 404 с.

41. Полевой О.Б., Приходько А.А., Липатов И.И. Математическое моделирование управления отрывом потока в трансзвуковых стационарных и нестационарных течениях // Вестник Херсонского национального технического университета. – 2014. – Т. 50, № 3. – С. 418-422.
42. Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Численное моделирование течения в трапециевидном воздухозаборнике с системой отсасывания пограничного слоя // Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике. – 2015. – С.131-132.
43. Наливайко А.Г., Урусов А.Ю., Успенский А.А., Устинов М.В., Флакман Я.Ш. Экспериментальные исследования управления подъемной силой крыла с помощью распределенных по его поверхности актуаторов // Ученые записки ЦАГИ. – 2017. – Т. 48, № 1. – С. 37-52.
44. Любимов Д.А., Терехова А.А., Пикалов М.Е., Постников А.А., Фролов А.А., Скрябин А.С. Анализ применения активного управления течением в дозвуковом пространственном воздухозаборнике в компоновке с планером летательного аппарата // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2019. – Т. 20, № 4. – С. 1-9.
45. Абрамова, К. А. Управление обтеканием профиля крыла с помощью выдува тангенциальной струи при колебаниях скачка уплотнения: дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05. – Жуковский, 2021. – 143 с.
46. Баранов С.А., Гаджимагомедов Г.Г., Киселев А.Ф., Курячий А.П., Сбоев Д.С., Толкачев С.Н., Чернышев С.Л. Управление отрывом трехмерного пограничного слоя с помощью многоразрядной актуаторной системы // Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения: Сборник тезисов выездной секции Международной школы-семинара. – 2021. – С. 31-33.
47. Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колток Н.Г. Повышение характеристик пространственных нерегулируемых воздухозаборников внешнего сжатия на основе использования систем управления пограничным слоем // Вестник Московского авиационного института. – 2021. – Т. 28, № 4. – С. 7-27.

48. Новгородцев Е.В., Карпов Е.В., Колток Н.Г. Расчётное исследование влияния числа Рейнольдса на характеристики пространственного нерегулируемого воздухозаборника с овальным входом // Труды МАИ. – 2023. – № 133. – 31 с.
49. Абрамова К.А., Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А., Судаков В.Г. Расчетные исследования аэродинамических характеристик высоконесущего профиля крыла с управлением пограничным слоем на крейсерских и взлетно-посадочных режимах полета // Ученые записки ЦАГИ. – 2024. – Т. 55, № 3. – С. 27-41.
50. Askari R., Shoureshi P., Soltani M.R., Fard A.K. Adjoint-based design optimization of s-shaped intake geometry // Proceedings of the ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE2017-71884. – 2017. – 7 p.
51. Chiang C., Koo D., Zingg D.W. Aerodynamic shape optimization of an s-duct intake for a boundary layer ingesting engine // Journal of Aircraft. – 2022. – Vol. 59, No. 3. – P. 725-741. – DOI 10.2514/1.c036632.
52. Fahimivala T., Ghodsi R. Comparative study on flow control in the cylindrical S-shaped duct with parallel and angled vortex generator // Proceedings of the 2nd International Conference on Fluid Flow, Heat and Mass Transfer. – 2015. – Paper № 157. – 9 p.
53. Anderson B.H., Miller D.N., Addington G.A., Agrell J. Optimal micro-vane flow control for compact air vehicle inlets // NASA TM-2004-212936. – 2004. – 44 p.
54. Jirásek A. Example of integrated CFD and experimental studies: design of flow control in the FOI-EIC-01 inlet // 3rd International Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics. – 2007. – 12 p.
55. Allan B.G., Owens L.R., Lin J.C. Optimal design of passive flow control for a boundary-layer-ingesting offset inlet using design-of-experiments // AIAA Conference Paper. – 2006. – No. 1049. – 14 p.

56. Aref P., Ghoreyshi M., Jirasek A., Satchell J.M. CFD validation and flow control of RAE-M2129 S-duct using CREATE-AV Kestrel simulation tools // Aerospace. – 2018. – Vol. 5, No. 1. – P. 31. – DOI 10.3390/AEROSPACE5010031.
57. Jirásek A. Development and application of design strategy for design of vortex generator flow control in inlets // AIAA Conference Paper. – 2006. – No. 1050. – 14 p. – DOI 10.2514/6.2006-1050.
58. Анисимов К.С., Лысенков А.В. Воздухозаборник самолета // Патент на изобретение RU2714555C1. – 21.06.2019.
59. Анисимов К.С. Комбинированный алгоритм определения аэродинамических характеристик с целью оптимизации воздухозаборников дозвуковых летательных аппаратов интегральных компоновок: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01 – Жуковский: ЦАГИ, 2017 г. – 177 с.
60. Сычев В.В. Об отсосе пограничного слоя, предотвращающем его отрыв // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – Т. 5, № 4. – С. 86-89.
61. Липатов И.И. Течение в окрестности точки начала интенсивного отсоса ламинарного пограничного слоя в сверхзвуковом потоке // Ученые записки ЦАГИ. – 1976. – Т. 7, № 2. – С. 37-44.
62. Козлов В.В., Левченко В.Я., Щербаков В.А. Развитие возмущений в пограничном слое при щелевом отсасывании // Ученые записки ЦАГИ. – 1978. – Т. 9, № 2. – С. 99-105.
63. Осовский А.Е. Об оптимизации закона отсоса пограничного слоя // Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – Т. 12, № 6. – С. 112-118.
64. Довгаль А. В., Сорокин А.М. Применение отсоса потока для управления сходом крупномасштабных вихрей при отрыве пограничного слоя // Прикладная механика и техническая физика. – 2006. – Т. 47, № 4(278). – С. 60-65.
65. Виноградов В. А., Мельников Я. А., Степанов В. А. Выбор и проектирование пространственного нерегулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета // Ученые записки ЦАГИ. – 2017. – Т. 48, № 2. – С. 24-38.

66. Lee J., Lee S., Cho J. Effect of inlet boundary layer suction on flow distortion in subsonic diffusing S-duct // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. – 2019. – Vol. 20, No. 4. – P. 850-857. – DOI 10.1007/s42405-019-00175-4.
67. Ball W.H. Tests of wall suction and blowing in highly offset diffusers // *Journal of Aircraft*. – 1985. – Vol. 22, No. 3. – P. 161-167.
68. Owens L.R., Allan B.G., Gorton S.A. Boundary-layer-ingesting inlet flow control // *Journal of Aircraft*. – 2008. – Vol. 45, No.4. – P. 1431-1440.
69. Xu K., Zha G. Mitigation of serpentine duct flow distortion using co-flow jet active flow control // *AIAA Conference Paper*. – 2020. – No. 2954. – 16 p. – DOI 10.2514/6.2020-2954.
70. Forrester A., Keane A., Sobester A. Engineering design via surrogate modelling: a practical guide // UK, Chishester: John Wiley & Sons. – 2008. – 210 p.
71. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
72. Зленко Н.А. Особенности создания многофакторных имитационных моделей аэродинамических объектов // *Труды ЦАГИ*. – 2017. – Т. 2760. – С. 4-19.
73. Ахадян Р., Мадади А., Саадатпур С.Х. Численная оптимизация производительности S-образного воздухозаборника с использованием особых профилей поперечного сечения // *Теплофизика и аэромеханика*. – 2022. – Т. 29, № 5. – С. 725-740.
74. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса // Москва–Пекин: Издательский отдел ЦАГИ – Авиаиздательство КНР, 1995. – 771 с.
75. Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А. Учет влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы при интеграции распределенной силовой установки и летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. – 2018. – Т. 25, № 1. – С. 57-66.
76. Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M.K., Travin A.K. An enhanced version of DES with rapid transition from RANS to LES in separated flows // *Flow, Turbulence*

- and Combustion. – 2015. – Vol. 95, No. 4. – P. 709-737. – DOI 10.1007/s10494-015-9618-0.
77. 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.
 78. Temmerman L., Leschziner M.A., C.P. Mellen, J. Fröhlich. Investigation of wall-function approximations and subgrid-scale models in large eddy simulation of separated flow in a channel with streamwise periodic constrictions // International Journal of Heat and Fluid Flow. – 2003. – Vol. 24, No. 2. – P. 157-180. – DOI 10.1016/S0142-727X(02)00222-9
 79. Власенко В.В. О математическом подходе и принципах построения численных методологий для пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ // Труды ЦАГИ. – 2007. – Т. 2671. – С.20-85.
 80. 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.
 81. Власенко В.В. и др. Опыт тестирования и применения программы zFlare для численного моделирования течений с горением в каналах // Труды ЦАГИ. – 2022. – Т. 2810. – С. 34-98.
 82. 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. – DOI 10.7242/1999-6691/2023.16.2.18.
 83. Breuer M., Peller N., Rapp C., Manhart M. Flow over periodic hills – numerical and experimental study over a wide range of Reynolds numbers // Computers and Fluids. – 2009. – Vol. 38, No. 2. – P. 433–457. – DOI 10.1016/j.compfluid.2008.05.002.
 84. Fröhlich J., Mellen C.P., Rodi W., Temmerman L., Leschziner M. Highly resolved large-eddy simulation of separated flow in a channel with streamwise

- periodic constrictions // Journal of Fluid Mechanics. – 2005. – Vol. 526. – P. 19-66. – DOI 10.1017/S0022112004002812.
85. 4th International Workshop on High-Order CFD Methods. – URL: <http://how4.cenaero.be> (дата обр. 19.01.2021).
 86. Crouzeix M. Sur l'approximation des équations différentielles opérationnelles linéaires par des méthodes de Runge-Kutta: Doctor of mathematic sciences these. – Paris: Université Pierre et Marie Curie. – 1975.
 87. Zhang S., Zhong S. An experimental investigation of turbulent flow separation control by an array of synthetic jets // AIAA Conference Paper. – 2010. – No. 4582.
 88. Bentaleb Y., Lardeau S., Leschziner M.A. Large-eddy simulation of turbulent boundary layer separation from a rounded step // Journal of Turbulence. – 2012. – Vol. 13, No. 4. – P. 1–28.
 89. Curved step. NASA Langley Research Center, Turbulence Modeling Resource [Электронный ресурс]. – https://turbmodels.larc.nasa.gov/Other_LES_Data/curvedstep.html (дата обр. 19.01.2021).
 90. Zhang, R., Zhang, M., Shu, C.W. On the order of accuracy and numerical performance of two classes of finite volume WENO schemes // Communications in Computational Physics. – 2011. – Vol. 9, No. 3. – P. 807-827.
 91. Попова О.А. Использование экстраполяции Ричардсона для повышения точности обработки и анализа эмпирических данных // Измерительная техника. – 2019. – № 2. – С. 18-22. – DOI 10.32446/0368-1025it.2019-2-18-22.
 92. 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. 52, № 4. – С. 34-46.
 93. Goldberger J., Hinton G., Roweis S., Salakhutdinov R. Neighbourhood Components Analysis // Advances in Neural Information Processing Systems. – 2005. – Vol. 17. – P. 513-520.

94. Библиотека для машинного обучения на языке программирования Python [Электронный ресурс]. – https://scikit-learn.org/stable/modules/linear_model.html#linear-model (дата обр. 18.01.2023).
95. Smola, A.J., Schölkopf, B. A tutorial on support vector regression // Statistics and Computing. – 2004. – Vol. 14, No. 3. – P. 199-222. – DOI 10.1023/b:stco.0000035301.49549.88.
96. Rasmussen Carl E., Williams Christopher K.I. Gaussian Processes for Machine Learning // MIT Press. – 2006. – Vol. 2, No. 4.
97. Библиотека для машинного обучения на языке программирования Python [Электронный ресурс]. – <https://scikit-learn.org/stable/modules/tree.html> (дата обр. 18.01.2023).
98. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В., Сосунов В.А., Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. Под ред. С.М. Шляхтенко // М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
99. Ремеев Н.Х. Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов // Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 2002. – 178 с.
100. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям // М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.
101. Ибрагимов М.Р. и др. Воздухозаборник сверхзвукового пассажирского самолёта // Патент на полезную модель RU196781U1. – 03.12.2019.