

На правах рукописи

Любимов Дмитрий Александрович

АНАЛИЗ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙНЫХ И ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В
ЭЛЕМЕНТАХ ТРД КОМБИНИРОВАННЫМИ RANS/LES-МЕТОДАМИ
ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени доктора
физико-математических наук

Москва – 2014

Работа выполнена в ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова»

Научный консультант: доктор технических наук, профессор
Секундов Александр Николаевич

Официальные оппоненты Гайфуллин Александр Марксович
доктор физико-математических наук,
член-корреспондент РАН, ЦАГИ,
главный научный сотрудник

Козубская Татьяна Константиновна
доктор физико-математических наук,
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН,
зав сектором

Никитин Николай Васильевич
доктор физико-математических наук,
НИИ механики МГУ, зав. лабораторией

Ведущая организация ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН,
г. Новосибирск

Защита состоится 13 ноября 2014 года в 11 часов
на заседании диссертационного совета Д002.024.03 в актовом зале Института
прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (125047, Москва, Миусская
пл., 4)

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения,
просьба направлять по вышеуказанному адресу на имя ученого секретаря
совета по защите диссертаций д.ф.-м.н. Н.В. Змитренко.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института прикладной
математики им. М.В. Келдыша РАН.

Автореферат разослан “ 19 ” мая 2014г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
доктор физ-мат. наук:

Н.В. Змитренко

Общая характеристика работы

Актуальность работы.

Современные авиационные турбореактивные двигатели (ТРД) должны удовлетворять требованиям повышения эффективности их работы, сокращению размеров и, как следствие, веса, постоянно ужесточающимся нормам экологии. Это может быть достигнуто с помощью совершенствования их элементов, что требует большого объема поисковых и исследовательских работ. Для этой цели все шире используется численное моделирование рабочего процесса в элементах ТРД на основе решения уравнений Навье-Стокса (НС). В настоящее время чаще всего используются осредненные по Рейнольдсу уравнения НС (RANS) с полуэмпирическими моделями турбулентности. Однако некоторые течения в элементах ТРД, в которые доминирующую роль играют турбулентные эффекты, не удается с приемлемой точностью рассчитать с помощью RANS с моделями турбулентности. К таким течениям относятся струйные течения и отрывные течения на гладких поверхностях. Точный расчет упомянутых выше течений в приложениях, связанных с авиацией, диктуется требованиями безопасности, экологии, необходимостью создания более эффективных элементов ТРД.

Для струйных течений в первую очередь это относится к выхлопным струям ТРД. Так на аэродромах для определения зоны безопасного нахождения людей и техники около самолета с работающим двигателем необходимо правильно описывать распространение выхлопной струи вдоль поверхности аэродрома. Ужесточение экологических норм по уровню шума самолетов также требует точного расчета течения в выхлопных струях ТРД как дозвуковых, так и сверхзвуковых со скачками уплотнения. Это нужно для оценки эффективности различных устройств снижения шума струи, например, шевронов. Подобные устройства воздействуют на поле течения около среза сопла, что делает важным моделирование реалистических, турбулентных и нестационарных, условий на срезе сопла и достоверное описание турбулентного течения в слое смещения около среза сопла.

Расчетное и экспериментальное исследование струй из сопел ТРД обычно проводится для модельных осесимметричных или шевронных изолированных сопел. В реальных условиях на течение в струе влияют элементы компоновки: пилон и крыло с элементами его механизации. Эксперименты (Birch S.F., Khritov K. M., Maslov V.P., Mironov A. K., Secundov A.N. // AIAA P. – 2005. – № 2845) показывают, что наличие только пилона значительно увеличивает максимальный уровень турбулентности и вызывает выраженную асимметрию уровня энергии турбулентности и параметров течения в струе в азимутальном направлении. На режимах взлета и посадки заметное влияние на течение и уровень шума в струе оказывает ее

взаимодействие с крылом и закрылками (Huber J., Omaisly M., Vuilleminz A., Davyx R. // AIAA P. – 2009. – № 3371).

Течение в переходных диффузорах в элементах ТРД имеет турбулентный характер и может сопровождаться появлением отрывных зон. Наличие внутри диффузоров или перед ними различных стоек и пилонов, следы от спрямляющих аппаратов еще больше увеличивает неравномерность течения и ухудшает характеристики таких каналов. Стремление к компактности современных ТРД требует уменьшения размеров отдельных их элементов. Активно исследуются переходные диффузоры уменьшенной длины при сохранении их радиальных размеров: «агрессивные» диффузоры (Florea R., Bertuccioli L. Tillman T.G. // AIAA P. – 2006. – № 3512). Сокращение длины диффузоров приводит к возникновению отрывных зон и обусловленному их наличием ухудшению характеристик диффузоров. Это, в свою очередь, требует использования устройств для улучшения характеристик течения в диффузорах. Перспективными является газодинамические средства управления течением: вдув и отсос пограничного слоя, применение «синтетических струй». Последние наиболее эффективны, поскольку не требуют дополнительного рабочего тела, а устройства для их создания компактны и располагаются непосредственно в местах выхода синтетических струй. Точное описание параметров течения и турбулентности, а также исследование эффективности средств управления течениями в переходных диффузоров диктуется требованиями практики.

Повысить точность численного моделирования турбулентных течений, в том числе и перечисленных выше, формально позволяют различные варианты методов прямого численного моделирования (ПЧМ): Direct Numerical simulation – DNS, Large Eddy Simulation – LES, Detached Eddy Simulation – DES. Однако анализ известных результатов расчетов струйных течений и слоев смешения около отрывных зон методами ПЧМ показывает сравнительно низкую точность описания основных параметров течения в них, особенно в начале слоя смешения. Это обусловлено тем, что диапазон изменения масштабов турбулентных вихрей по длине слоя смешения очень большой, и сложно разрешить течение в его начале, где размеры турбулентных вихрей минимальны, поскольку требуются расчетные сетки с большим количеством ячеек. Оценки показывают, что для совместного расчета течения в сопле и струе методом LES нужны сетки, содержащие около 40×10^9 ячеек (Uzun A., Hussaini M.Y. // AIAA J. – 2009. – V. 47. – №8. – P. 1793-1810).

Альтернативным подходом, позволяющим уменьшить потребные ресурсы по сравнению с LES и повысить точность расчетов по отношению к RANS, являются комбинированные RANS/LES-методы. В этом случае течение в пограничном слое рассчитывается с помощью нестационарного метода RANS с моделью турбулентности, вдали от стенок или в отрывной зоне – методом LES. Наиболее известным представителем RANS/LES-методов является DES.

В настоящее время для большинства LES и RANS/LES-методов используются разностные схемы не выше третьего порядка. Применение разностных схем низкого порядка сдерживает расчеты течений в сложных многоэлементных узлах ТРД, поскольку необходимы значительные вычислительные ресурсы: в большинстве случаев расчеты проводятся в упрощенной модельной постановке, которая зачастую не позволяет описать все особенности течения. Так, расчеты выхлопных струй ТРД выполняются без учета влияния пилона и элементов планера. Отрывные турбулентные течения в диффузорах с двумерной геометрией: осесимметричных или прямоугольных обычно осуществляются с помощью ПЧМ в упрощенной постановке, когда в поперечном направлении рассматривается только часть геометрии с условиями периодичности на боковых границах расчетной области. Такой подход не позволяет описать явления, которые наблюдаются в реальных условиях, например, потерю симметрии течения в диффузоре с симметричной геометрией (Ледовская Н.Н. // ИФЖ. – 1986. – Т. 51. – №2. С.321-328).

Повысить точность расчетов с помощью ПЧМ без увеличения вычислительных ресурсов можно, если использовать численные методы высокого разрешения, построенные на основе разностных схем высокого порядка аппроксимации. Это даст возможность проводить расчеты сложных течений и исследовать тонкие физические эффекты на экономичных сетках, число ячеек которых меньше в несколько раз, чем используется при расчетах с помощью большинства современных RANS/LES-методов. Применение RANS/LES-методов высокого разрешения позволит проводить единичные расчеты на настольных многоядерных компьютерах, а на многопроцессорных кластерах выполнять массовые расчеты течений в элементах ТРД, необходимые при практических приложениях, либо проводить численное исследование течений в сложных многоэлементных узлах ТРД.

Таким образом, актуальным для практики является создание эффективных и надежных RANS/LES-методов высокого разрешения для расчета течений в элементах ТРД, применение этих методов для исследования важных для практики течений с доминирующим влиянием турбулентных эффектов, которые не удастся с приемлемой точностью рассчитать с помощью RANS с моделями турбулентности: дозвуковых и сверхзвуковых струй из изолированных сопел ТРД, струй из сопел ТРД при наличии пилона и крыла с закрылками; отрывных течений в диффузорах в элементах ТРД и средств управления ими.

С учетом массового характера расчетов при инженерных приложениях эти методы должны позволять выполнять расчеты на экономичных сетках, быть нетребовательны к качеству расчетных сеток при сохранении достаточной для практических приложений точности результатов.

Цель работы:

разработка эффективных RANS/LES-методов высокого разрешения, позволяющих обеспечить приемлемую точность расчета сложных

турбулентных течений в элементах ТРД при малых вычислительных затратах; исследование с их помощью турбулентных течений в элементах ТРД, которые не удается описать с достаточной точностью с помощью RANS и исследовать экспериментально: дозвуковых и сверхзвуковых струй из изолированных сопел ТРД, струй из сопел ТРД при наличии пилона и крыла с закрылками; отрывных течений в диффузорах в элементах ТРД и средств управления ими.

Основные задачи работы:

1. Выбор наиболее эффективных элементов для создания комбинированных RANS/LES-методов высокого разрешения для расчета течений в элементах ТРД сложной геометрии в широком диапазоне скоростей потока, включая сверхзвуковые течения со скачками уплотнения, на основе критического анализа известных LES и RANS/LES-методов для расчета несжимаемых и сжимаемых течений.
2. Численная реализация метода DES высокого порядка разностной аппроксимации применительно к расчету низкоскоростных струйных течений.
3. Исследование с помощью разработанного варианта метода DES течения и характеристик турбулентности в свободной прямоугольной струе и пристеночной струе, вытекающей из круглого сопла.
4. Разработка и численная реализация эффективных комбинированных RANS/ILES- и WMILES-методов высокого разрешения для расчета сжимаемых турбулентных течений, включая сверхзвуковые течения со скачками уплотнения.
5. Оценка точности определения характеристик турбулентных струй при совместном расчете течений в соплах разных типов, включая сопла ТРД, и в их струях с помощью разработанных методов, исследование влияния геометрии сопла, а также параметров потока на его срезе на течение и характеристики турбулентности в струе.
6. Анализ влияния малых изменений геометрии сопла двухконтурного ТРД на течение и характеристики турбулентности в его выхлопной струе.
7. Исследование механизма воздействия «аэродинамических шевронов» на течение в струе из сопла двухконтурного ТРД.
8. Анализ влияния пилона и крыла с закрылками на течение и характеристики турбулентности в струях из сопел двухконтурных ТРД при различных углах атаки внешнего потока и режимах работы двигателя.
9. Оценка точности определения характеристик течения при исследовании с помощью разработанного RANS/ILES-метода отрывных течений в S-образных диффузорах различной геометрии в элементах ТРД.
10. Исследование особенностей отрывных турбулентных течений в диффузорах различной геометрии в элементах ТРД.
11. Исследование RANS/ILES-методом возможностей управления с помощью синтетических струй отрывными течениями в переходных диффузорах в элементах ТРД.

Научная новизна

1. С помощью разработанного варианта метода DES высокой точности удалось описать «переворот» осей в свободной прямоугольной струе и трансверсальное растекание пристеночной струи, вытекающей из круглого сопла. Получены значения корреляций скорости для указанных струй, которые были использованы при разработке новых определяющих соотношений при создании метода расчета с помощью RANS пристеночных струй ТРД.
2. Разработаны RANS/ILES- и WMILES-методы высокого разрешения для расчета турбулентных сжимаемых течений, включая сверхзвуковые течения со скачками уплотнения.
3. С помощью созданных RANS/ILES-методов выполнены расчеты течений в соплах различных типов, включая сопла двухконтурных ТРД с шевронами на сопле газогенератора, и в их струях. На сетках, содержащих около 10^6 ячеек, удалось с хорошей точностью описать уровень пульсаций скорости и давления в слоях смешения для струй из сопел разных типов, начиная с двух калибров от среза сопла.
4. Для простых конических сопел проведен анализ влияния скорости и температуры потока на срезе сопла на течение и характеристики турбулентности в струе. Исследовано влияние температуры на течение и параметры турбулентности в нерасчетных сверхзвуковых струях из биконического сопла.
5. Для сопел двухконтурных ТРД с помощью RANS/ILES-метода исследовано влияние шевронов на сопле газогенератора на уровень турбулентности на начальном участке струи. Выполнен анализ влияния малых изменений геометрии сопла двухконтурного ТРД на течение и характеристики турбулентности в его выхлопной струе.
6. На основе результатов расчетов RANS/ILES-методом проведен анализ влияния «аэродинамических шевронов» на течение в струе из сопла двухконтурного ТРД.
7. Для компоновки, включающей в себя сопло двухконтурного ТРД, пилон и сопло с отклоненными закрылками, исследовано влияние угла отклонения закрылков и ширины промежутка между ними для выхода струи на течение и характеристики турбулентности в струе.
8. Получено влияние угла атаки внешнего потока на течение и характеристики турбулентности в выхлопной струе из двухконтурного сопла ТРД при наличии пилона и крыла с элементами механизации для разных углов отклонения закрылков.
9. Получено влияние параметров течения на входе в сопло и скорости внешнего потока на течение в выхлопной струе ТРД при наличии компоновки.
10. Турбулизация пограничного слоя на входе в сопло и использование WMILES-метода для описания течения в пограничном слое позволило создать нестационарный пограничный слой на срезе сопла. Это обеспечило даже на относительно грубых сетках повышение точности расчета

параметров турбулентности в слое смешения около среза сопла и значительное уменьшение «численного» перехода, характерного для RANS/LES-методов. На основе результатов, полученных в расчетах струй из шевронных сопел, предложено объяснение механизма воздействия шевронов на акустические характеристики струи.

11. С помощью RANS/ILES-метода исследованы особенности отрывных течений в прямоугольных и кольцевых S-образных диффузорах, типичных для элементов ТРД. Получено, что при наличии отрыва двумерное течение на входе в диффузор может трансформироваться в пространственное в окрестности его выходного сечения. Для диффузоров различной формы проанализировано влияние неоднородного полного давления на входе на течение и характеристики турбулентности в них.

12. При исследовании влияния синтетических струй на отрывные течения в диффузорах применено моделирование синтетических струй с помощью граничных условий на стенке диффузора. Это позволило избежать затратного расчета течения в полости генератора синтетических струй. Проведен анализ влияния режимных параметров синтетических струй и геометрии щелей для их выхода на течение и характеристики в S-образных прямоугольных и кольцевых диффузорах. Для исследованных диффузоров, в том числе для межтурбинного «агрессивного» диффузора были определены режимные параметры синтетических струй и геометрия щелей для их выхода, которые позволили улучшить характеристики течения на выходе из исследованных диффузоров.

Достоверность полученных результатов. Достоверность полученных численных результатов обосновывается сопоставлением результатов расчетов с данными известных экспериментов и расчетами других авторов по ряду осредненных параметров течения и характеристик турбулентности.

Научная и практическая ценность

1. Создан эффективный вариант метода DES для расчета низкоскоростных струйных течений, обеспечивающий высокую точность расчета на нерегулярных сетках, ориентированный на инженерные приложения. Высокая точность достигается применением разностной схемы 5-го порядка для вычисления конвективных потоков на гранях ячеек.

2. С помощью разработанного варианта метода DES выполнены расчеты струй с сильной деформацией поперечного сечения, которые не удается описать с помощью RANS и традиционных моделей турбулентности свободной прямоугольной и пристеночной из круглого сопла. Полученные результаты для параметров турбулентности были использованы при разработке новых определяющих соотношений и анизотропной модели турбулентности для метода RANS для расчета распространения выхлопных струй ТРД вдоль аэродрома.

3. Разработаны эффективные комбинированные RANS/ILES- и WMILES-методы высокого разрешения для расчета сжимаемых течений, включая

сверхзвуковые течения со скачками уплотнения. Высокое разрешение достигается применением монотонных разностных схем 5-го (MP5) или 9-го (MP9) порядков для вычисления параметров течения на гранях расчетных ячеек в методе Роу. Разработанные методы на сетках, содержащих $(1-3) \times 10^6$ ячеек, позволили с высокой точностью выполнить совместные расчеты течений в соплах реалистических конфигураций, как изолированных, так и в соплах при наличии пилона и крыла с закрылками, и в их дозвуковых и нерасчетных сверхзвуковых струях, расчеты отрывных турбулентных течений в диффузорах в элементах ТРД.

4. Для сопел различных типов: конических, шевронных, сопел двухконтурных ТРД (осесимметричных, с шевронами на сопле газогенератора, с «аэродинамическими шевронами» на сопле вентилятора) проведен анализ влияния геометрии сопла и параметров потока на его срезе на течение и параметры турбулентности в слое смешения на начальном участке струи. Установлено, что малый эксцентриситет сопла газогенератора относительно сопла вентиляторного контура двухконтурного ТРД приводит к значительному увеличению энергии турбулентности в струе и ее большой неравномерности в азимутальном направлении.

5. Создание нестационарного пограничного слоя в сопле позволило значительно повысить точность расчета параметров турбулентности в слое смешения струи около среза сопла и уменьшить «численный» переход, а для шевронных сопел – получить картину течения между шевронами и на малых расстояниях от среза сопла. Последнее позволило объяснить механизм воздействия шевронов на акустическое поле струи.

6. Установлено, что пилон и крыло с закрылками оказывают заметное влияние на течение и характеристики турбулентности в струе из сопла двухконтурного ТРД. Происходит деформация поперечного сечения струи, увеличивается ее вертикальный размер, появляется выраженная азимутальная неоднородность в распределении параметров течения и турбулентности. Со стороны крыла значительно возрастает уровень энергии турбулентности. Установлено, что эти явления зависят от геометрии закрылков. Наличие угла атаки внешнего потока уменьшает влияние геометрии закрылков на течение в струе. Однако при наличии угла атаки уровень энергии турбулентности достигает пиковых значений ближе к соплу, чем при нулевом угле атаки.

7. Расчеты показали, что в S-образных диффузорах, геометрия которых типична для элементов ТРД, при наличии отрыва двумерное течение на входе в диффузор может трансформироваться в пространственное асимметричное в окрестности его выходного сечения. Получено, что малая неоднородность в распределении параметров течения на входе в диффузор может улучшить симметрию течения в нем.

8. Было исследовано влияние синтетических струй на отрывные турбулентные течения в S-образных диффузорах. Анализ результатов расчетов позволил выбрать геометрические и газодинамические характеристики синтетических струй, которые позволили улучшить

характеристики течения на выходе из исследованных диффузоров, включая и «агрессивный» межтурбинный диффузор.

На защиту выносятся:

1. Реализация метода DES высокого порядка разностной аппроксимации, адаптированная для работы на нерегулярных сетках. Эффективные RANS/ILES- и WMILES-методы высокого разрешения для расчета сжимаемых течений, включая сверхзвуковые течения со скачками уплотнения, допускающие работу на нерегулярных сетках.
2. Результаты расчетов методом DES характеристик течения и турбулентности в низкоскоростных свободной прямоугольной и круглой пристеночной струях.
3. Результаты анализа влияния скорости и температуры потока на срезе сопла на течение и характеристики турбулентности в струях, полученные при совместных расчетах RANS/ILES-методом течений в конических, шевронных и биконических соплах и в их дозвуковых и сверхзвуковых струях. Результаты исследования влияния схем MP5 и MP9 на точность расчетов RANS/ILES-методом течения и параметров турбулентности в дозвуковых и сверхзвуковых струях.
4. Результаты расчетов RANS/ILES-методом течения и характеристик турбулентности в выхлопных струях, полученные при совместных расчетах течения в соплах двухконтурных ТРД: осесимметричном и с шевронами на сопле газогенератора, и в их струях. Результаты исследования влияния «аэродинамических шевронов» на течение и характеристики турбулентности в струе из сопла двухконтурного ТРД.
5. Результаты анализа влияния малых изменений геометрии сопла двухконтурного ТРД на течение и характеристики турбулентности в его струе.
6. Результаты исследования WMILES-методом влияния нестационарного пограничного слоя в коническом и в шевронных соплах на параметры течения и турбулентности в струях из них. Предложенное на основе этих расчетов объяснение механизма воздействия шевронов на акустическое поле струи.
7. Результаты анализа влияния пилона и крыла с отклоненными закрылками на течение в струе из сопла двухконтурного ТРД, полученные при расчетах RANS/ILES-методом.
8. Результаты исследования RANS/ILES-методом влияния угла атаки внешнего потока на течение и характеристики турбулентности в выхлопной струе для сопел ТРД с разной двухконтурностью при наличии пилона и крыла с отклоненными закрылками.
9. Результаты исследования RANS/ILES-методом особенностей турбулентных отрывных течений в диффузорах различной формы.
10. Моделирование генератора синтетических струй модифицированными граничными условиями на стенке диффузора при расчетах влияния синтетических струй на отрывные течения в диффузорах. Результаты

анализа влияния режимных параметров синтетических струй и геометрии щелей для их выхода на отрывные турбулентные течения в диффузорах, в том числе и в «агрессивном» межтурбинном кольцевом диффузоре.

Апробация работы. Основные результаты докладывались на российских и международных конференциях и семинарах: 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, 2002; 8th, 9th, 10th, 11th, 12th, 13th, 15th, 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conferences & Exhibit: Breckenridge, USA, 2002, South Carolina, USA, 2003, Manchester U.K, 2004, Monterey USA, 2005, Cambridge U.K, 2006, Rome, Italy, 2007; Miami, USA, 2009, Berlin, Germany, 2013, Секции НТС ЦИАМ Москва, 2001, 2006; Юбилейной конференции «ЦИАМ-75 лет», Москва 2005; Совместном заседании РАН и НТС ЦИАМ, Тураево, 2006; Расширенном заседании отделения РАН, Москва 2006; IX, X Всероссийском Съезде по теоретической и прикладной механике, Нижний Новгород, 2006, 2011, Всероссийской Конференции «Современные проблемы механики сплошной среды», Москва, МИАН, 2007, VIII, XII, XIII Международных школах-семинарах 2008, 2012, 2013, Евпатория, Украина, III Международной Научно-Техническая Конференции «Авиадвигатели XXI века». Сборник тезисов, Москва, 2010, 6th International Conference on Computational Fluid Dynamics, (ICCFD6), Санкт-Петербург, 2010, 4th, 5th European Conference for Aerospace Science (EUCASS), Санкт-Петербург, 2011, Munich, 2013, XXIII, XXIV Научно-технических конференциях по аэродинамике. 2012, 2013, пос. Володарского, XVI Международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2012), 2012, Казань, 28th International Congress of the Aeronautical Science (ICAS), 2012, Brisbane, Australia, Четвертой Всероссийской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике», Светлогорск, 2012г., Международной научной конференции «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ`2013)», 2013, Челябинск.

За материалы по исследованию влияния «аэродинамических шевронов» на течение в струе из сопла двухконтурного ТРД автор диссертации стал лауреатом премии им. Н.Е. Жуковского III степени за 2011 год.

Работа поддерживалась грантами Российского фонда фундаментальных исследований.

Публикации. Основные результаты, представленные в диссертации, опубликованы в 47 работах, список которых приведен в конце автореферата.

Личный вклад автора в работу по теме диссертации заключается в определении научного направления исследований, выборе численных методов, разработке, написании и отладке компьютерных кодов, постановке граничных условий для RANS, RANS/LES- и WMILES-методов. Также им были выполнены тестовые расчеты, постановочные и часть окончательных расчетов для RANS, все расчеты и обработка результатов расчетов (за исключением результатов по расчетам сверхзвуковых струй из биконических сопел и части расчетов синтетических струй), полученных с помощью DES, RANS/LES- и WMILES-методов.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, шести глав и заключения. Общий объем диссертации 289 стр., в том числе 213 рисунков и 5 таблиц по тексту, а также список литературы, включающий 255 наименований.

Во введении описана специфика задач, которые рассмотрены в диссертации, приведен обзор литературы, сформулированы цели и задачи диссертационной работы, дано краткое содержание глав диссертации.

В 1-й главе изложено обоснование выбора элементов комбинированных RANS/LES-методов. В п.1.1 сформулированы требования к основным элементам RANS/LES-метода, влияющие на его точность и эффективность. Это – способ расчета давления, способ и порядок разностной аппроксимации конвективных и диффузионных членов уравнений, способность SGS-модели адекватно описывать подсеточные характеристики турбулентности исследуемого течения, метод численного интегрирования по пространству и по времени, организация вычислений.

На основе критического анализа известных методов аппроксимации конвективных членов в уравнениях Навье-Стокса (НС) выбран метод Роу с расщеплением разности потоков, который относится к классу распадных схем (Roe P.L. // J. Comp. Phys. – 1981. – V.43. – P.357-372). Он обеспечивает высокую точность расчета давления, позволяет создавать монотонные схемы высокого порядка аппроксимации, надежно работающие при расчете сложных течений с помощью RANS [1-11]. Расчет низкоскоростных течений с помощью метода Роу можно проводить в рамках метода искусственной сжимаемости (Chorin A.J. // J. Comp. Phys. – 1967. – V.2. – P.12-26) [1,2,12-20]. Изучение разностных схем для RANS и для LES показало, что для комбинированных RANS/LES-методов предпочтительнее использовать схемы с разностями против потока высокого порядка с малой схемной вязкостью. Такие схемы могут быть построены с помощью метода Роу. Применение метода Роу позволяет использовать апробированные элементы численных методов для RANS (разностную аппроксимацию, способ интегрирования по пространству, метод решения системы разностных уравнений, реализацию граничных условий) для RANS/LES-методов, что дает значительную экономию времени на разработку и отладку кода, уменьшает вероятность ошибок.

Выбор модели турбулентности для RANS и SGS-модели для LES определился спецификой рассматриваемых задач. Для области RANS была использована модель турбулентности Спаларта-Аллараса (SA) (Spalart P.R. Allmaras S.R. // La Recherche Aerospaciale. – 1994. – №1. – P. 5-21), которая хорошо описывает пограничные слои и отличается простотой в реализации. Схемы высокого порядка с разностями против потока для расчета несжимаемых течений, обычно имеют небольшую схемную вязкость, это позволяет в области LES использовать явную SGS-модель. Хорошим кандидатом для несжимаемых течений является метод DES. Напротив, схемная вязкость монотонных схем для расчета сжимаемых течений

довольно высока. В этом случае лучше использовать LES с неявной подсеточной моделью – ILES: функцию SGS-модели выполняет схемная вязкость. Кроме того ILES обеспечивает быструю турбулизацию течения при расчете струй и слоев смешения. С учетом этого создание независимых кодов для расчета несжимаемых и сжимаемых течений позволяет наиболее эффективно использовать вычислительные ресурсы и применять различные варианты RANS/LES-методов, которые наиболее эффективны для решения конкретных задач.

На основе проведенного анализа для аппроксимации конвективных членов в уравнениях НС для расчета несжимаемых течений с помощью DES была выбрана схема 5-го порядка с разностями против потока (Rogers S.R., Kwak D., AIAA J. – 1990. – V.28. – №2. – P.253-262.), [20]. Для комбинированного RANS/LES-метода для аппроксимации предраспадных параметров с методе Роу – сохраняющие монотонность (monotonicity preserving) схемы 5-го (MP5) и 9-го (MP9) порядков (Suresh A., Huynh H. T. // J. Comp. Phys. – 1997. – V.136. – №1. – P.83-99.). Схемы MP имеет меньшую схемную вязкость по сравнению со схемами ENO и WENO, которые часто используются в методах LES для расчета сверхзвуковых течений.

В п.1.2 описаны основные элементы численных методов, представленных в диссертации, приведены системы уравнений НС для сжимаемых и несжимаемых течений и уравнения переноса (УП) для описания модели турбулентности и концентрации пассивной примеси. Уравнения НС для расчета несжимаемых течений записаны в форме, необходимой для применения метода искусственной сжимаемости. Описана технология «интегрирования по двойному времени», позволяющая выполнять расчеты на каждом шаге по времени по неявной схеме. Системы уравнений НС и УП преобразованы к виду, который требуется для применения этой технологии. Далее описан унифицированный неявный оператор для метода расчета несжимаемых и сжимаемых течений, представляющей собой упрощенный вариант оператора [2], представлена разностная аппроксимация уравнений. Для вычисления диффузионных членов на гранях расчетной ячейки в уравнениях НС и УП была использована унифицированная центрально-разностная аппроксимация 2-го порядка [21,22]. Разностная аппроксимация конвективных членов в уравнениях и НС и УП основана на методе Роу. Однако для разных уравнений использованы различные варианты этого метода. Для DES в уравнениях НС была применена разностная аппроксимация конвективных потоков 5-го порядка (Rogers S.R., Kwak D. // AIAA J. – 1990. – V.28. – №2. – P.253-262), [23]. При расчете сжимаемых течений с помощью комбинированного RANS/LES-метода была использована схема, представленная в [24,25]. Схема Роу была записана в виде:

$$\mathbf{f}_{i+1/2} = \frac{1}{2}[\mathbf{f}(\mathbf{q}_L) + \mathbf{f}(\mathbf{q}_R)] - \frac{1}{2}\alpha|A|(\mathbf{q}_R - \mathbf{q}_L). \quad (1)$$

Здесь $\mathbf{f}_{i+1/2}$, $\mathbf{f}(\mathbf{q}_L)$, $\mathbf{f}(\mathbf{q}_R)$ – векторы конвективных членов уравнений НС на грани расчетной ячейки, с левой и правой сторон грани расчетной ячейки соответственно, $|A|$ «модуль» матрицы Якоби. Параметры \mathbf{q}_L и \mathbf{q}_R

вычислялись на гранях ячеек с помощью схемы 5-го порядка MP5 или 9-го – MP9 (Suresh A., Huynh H. T. // J. Comp. Phys. – 1997. – V.136. – №1. – P.83-99). Дополнительное снижение схемной вязкости достигается уменьшением вклада диффузионной части в выражении (1) с помощью параметра α (Vuï T.T. // NASA TM-206570. – 1999.). При $\alpha=\alpha_{\max}=1$ (1) соответствует оригинальной схеме Роу. При $\alpha<1$ получается комбинация центрально-разностной и противопоточной схем с уменьшенной схемной вязкостью. Минимальное значение $\alpha_{\min}=0.3$ было выбрано из соображений устойчивости и сохранения монотонности схемы. Переменный по пространству коэффициент α – функция отношения модуля завихренности ω течения в рассматриваемой точке к некоторой характерной завихренности ω_{ref} [24]: $\alpha=\alpha_{\max}+(\alpha_{\min}-\alpha_{\max})\min(1.0,\omega/\omega_{\text{ref}})$. При расчете сверхзвуковых течений полагалось $\alpha = 1.0$

Конвективные потоки на гранях расчетных ячеек в УП для DES и RANS/ILES-метода вычислялись с помощью скалярного аналога метода Роу [1,2]:

$$a_{i+1/2} = \left(\rho \frac{u_n + |u_n|}{2}\right)_{i+1/2} q_{i+1/2}^L + \left(\rho \frac{u_n - |u_n|}{2}\right)_{i+1/2} q_{i+1/2}^R \quad (2)$$

В методе DES для параметров слева и справа на грани ячейки $q_{i+1/2}^L$ и $q_{i+1/2}^R$ в (2) использовалась разностная аппроксимация 3-го порядка [2], в RANS/ILES-методе – схема WENO-5 из работы (Suresh A., Huynh H. T. // J. Comp. Phys., – 1997. – V.136. – №1. – P.83-99).

Далее в параграфе изложена идеология и численная реализация метода DES [23], дано описание построения RANS/ILES- и WMILES-методов [24,25] для расчета сжимаемых течений. Как и DES, они основаны на модификации модели турбулентности SA. Около стенок, где течение находится с помощью RANS, модель турбулентности остается без изменений. Вдали от стенок для описания течения используется метод ILES, и модель турбулентности SA изменяется таким образом, чтобы турбулентная вязкость равнялась нулю. Это достигается модификацией расстояния в диссипативном члене уравнения модели турбулентности. Модифицированное расстояние \tilde{d} вычислялись по формулам:

$$\tilde{d} = d, \text{ при } d \leq C_{\text{DES}} \Delta_{\text{max}}; \quad \tilde{d} = 0, \text{ при } d > C_{\text{DES}} \Delta_{\text{max}} \quad (3)$$

В (3) d – истинное расстояние от стенки до центра рассматриваемой ячейки, $C_{\text{DES}}=0.65$, Δ_{max} – максимальный размер этой ячейки сетки. В описанных в диссертации расчетах разрывный характер \tilde{d} не повлиял на решение.

При использовании WMILES-метода расчет течения в пограничном слое выполнялся с помощью ILES везде за исключением ячейки, ближайшей к стенке, где параметры определялись с помощью «закона стенки». Для аппроксимации предраспадных параметров в выражении (1) была использована разностная схема MP9. При расчетах WMILES-методом решения уравнения для турбулентной вязкости не требовалось, поскольку она полагалась равной нулю.

Способ решения систем разностных уравнений, описанных в этой главе, аналогичен использованному в методе RANS [3-20]. На каждом шаге

по времени решение системы разностных аналогов уравнений НС и УП находилось неявным методом установления по параметру τ . При этом на каждой итерации система уравнений НС решалась блочным методом Гаусса-Зейделя, а затем последовательно одно за другим УП – с помощью скалярного варианта метода Гаусса-Зейделя. Такой способ решения разностных уравнений был одинаков для методов DES и RANS/ILES. Далее в п. 1.2 рассмотрены элементы численных методов, повышающие точность и надежность работы кодов на нерегулярных сетках: способ вычисления коэффициентов в конвективных членах уравнений переноса и способ вычисления метрических производных преобразования координат. В конце параграфа описаны граничные условия для рассмотренных в диссертации задач. Граничные условия во многом совпадали с теми, которые применялись при решении аналогичных задач с помощью RANS-методов [1-20].

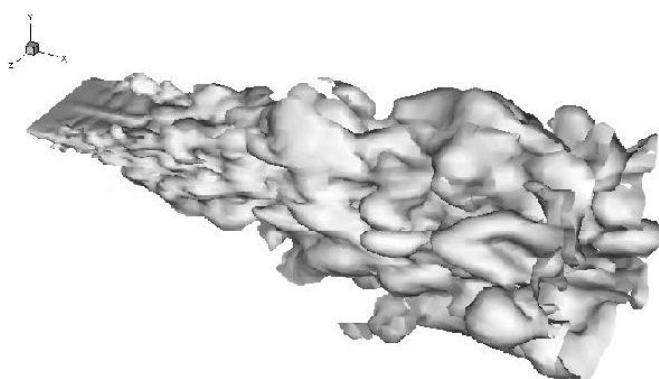


Рис.1.

Во 2-й главе диссертации анализируются результаты расчетов струй из сопел разных типов, выполненных с помощью DES, RANS/ILES- и WMILES-методов, описанных в гл. 1. Представленные результаты позволили оценить точность, которая может быть достигнута при использовании этих методов для расчета различных

струйных течений. В п.2.1 приведены результаты, полученные при расчете с помощью метода DES несжимаемых турбулентных струй с сильной деформацией поперечного сечения: свободной прямоугольной и пристеночной, вытекающей из круглого сопла [23,26,27]. Эти течения не удастся описать с помощью RANS и традиционных моделей турбулентности [13,14], поэтому интересно получить даже качественно правильные результаты. В расчетах был использован упрощенный подход: течение в сопле не моделировалось, а задавались распределения параметров течения на выходе из него. Расчеты свободной прямоугольной струи проводились при $Re=2 \times 10^3$ и $Re=10 \times 10^3$. Расчетные сетки содержали 216000 и 324000 ячеек соответственно. Для визуализации течения в струе решалось уравнение переноса концентрации пассивной примеси. Концентрация C равнялась единице на срезе сопла и нулю вне его. Течение становилось неупорядоченным на некотором удалении от среза сопла. Это – следствие стационарных граничных условий и недостаточно мелкой сетки. На рис.1 показана изоповерхность $C=0.05$ для прямоугольной струи при $Re=2 \times 10^3$. В расчетах был получен «переворот осей» струи: размер струи в вертикальном направлении становится больше, чем в горизонтальном (рис.2). При расчете при $Re=2 \times 10^3$ в большей части течения подсеточная вязкость не превышала молекулярную, поэтому можно сказать, что в данном случае был реализован метод DNS.

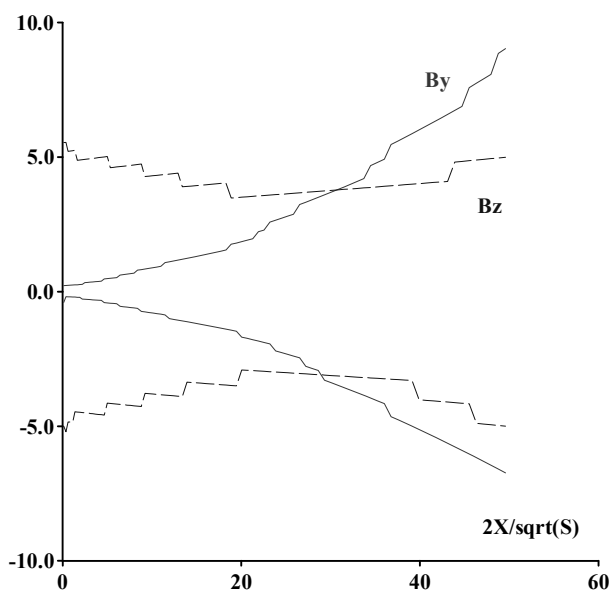


Рис. 2.

причина возникновения которого та же, что и у прямоугольной струи. Вниз по потоку течение в струе приобретает пульсационный характер, наблюдается значительное растекание пристеночной струи вдоль поверхности в трансверсальном направлении.

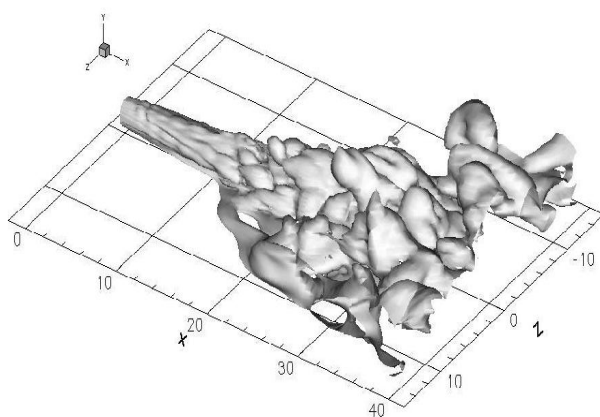


Рис. 3.

размер пристеночной струи примерно в 8-10 раза больше вертикального, что соответствует известным экспериментальным данным [14]. Поведение корреляций $\langle v^2 \rangle$ и $\langle w^2 \rangle$ вблизи стенки было различным: так если $\langle v^2 \rangle$ монотонно убывает к стенке, то $\langle w^2 \rangle$ имеет локальный максимум непосредственно у стенки. Эти расчетные результаты подтверждаются экспериментальными данными [14]. Наиболее интересна корреляция $\langle vw \rangle$, которую трудно измерить экспериментально и которая определяет величину расширения струи в поперечном направлении [13,14]. Время интегрирования, для которого были получены эти результаты, недостаточно для получения этой корреляции с высокой точностью. Тем не менее, удастся определить порядок величины корреляционного коэффициента $\langle vw \rangle / (\langle v^2 \rangle \langle w^2 \rangle)^{0.5} \approx 0.1-0.2$. Полученные данные были использованы при разработке анизотропной модели турбулентности для RANS [13,14]. В описываемых расчетах было

Далее приведены результаты исследования течения в пристеночной струе, вытекающей из круглого сопла. Расчеты были выполнены при $Re=2 \times 10^3$ и $Re=10 \times 10^3$ на сетках с числом ячеек 240000 и 462000 соответственно. В первом случае подсеточная вязкость была меньше молекулярной, и расчет соответствовал DNS. Изоповерхность $C=0.05$ мгновенного распределения концентрации пассивной примеси для этого случая показана на рис. 3. Около среза сопла имеется ламинарный участок,

При расчете течения в пристеночной струе при $Re=10 \times 10^3$ максимальное значение подсеточной вязкости в 10-15 раз превышало молекулярную вязкость, и расчет соответствовал DES. Высокий уровень подсеточной вязкости привел к еще более длинному ламинарному участку в струе, вниз по потоку от которого удалось разрешить только самые крупные вихри. Однако и в этом случае получено трансверсальное растекание струи: поперечный

получено, что в центрах ближайших к стенке ячеек значение константы Кармана $k \approx 0.4$ в большей части струи около стенки. Это подтверждает возможность использования обычного «закона стенки» в методах LES, по крайней мере, для приближенных расчетов.

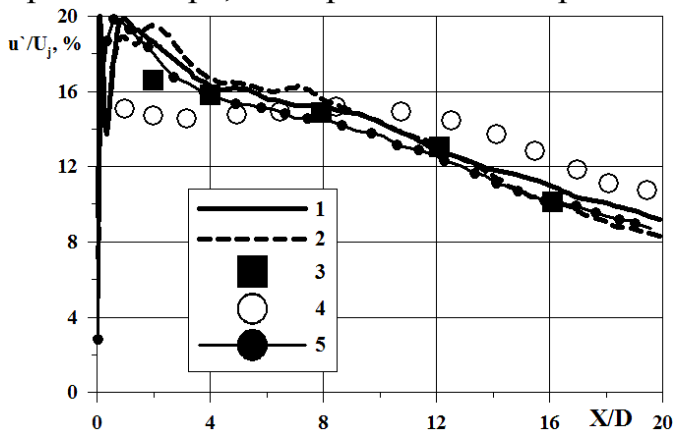


Рис. 4.

В п. 2.2 приводятся результаты исследования влияния режима истечения из сопла на течение и характеристики турбулентности в дозвуковых и сверхзвуковых струях с помощью RANS/ILES-метода [24,26-31]. Во всех случаях выполнялся совместный расчет течений в сопле и в его струе. Для дозвуковых струй было исследовано влияние скорости и температуры на срезе

конического сопла на течение в них. Расчеты выполнялись на многоблочных структурированных сетках с числом ячеек $(0.74-1.1) \times 10^6$ для чисел Маха на срезе сопла 0.5 и 0.9 для изотермической $T_j/T_\infty=0.9-1$ и горячей $T_j/T_\infty=2.7$ струй. (T_j – температура на срезе сопла, T_∞ – температура окружающего воздуха). В расчетах нестационарный характер течения приобретает уже вблизи среза сопла. Однако у среза сопла вихри имеют структуру близкую к упорядоченной. Затем происходит переход к турбулентному течению в струе. Происходит «численный» переход. Этот переходный процесс порождает крупные вихри большой интенсивности, что приводит к заметному утолщению слоев смешения, и они смыкаются раньше, чем в эксперименте. Следствием является более короткий, чем в эксперименте, начальный участок струи. Было получено, что длина этого переходного участка составляет не более двух калибров струи. На больших расстояниях уровень турбулентности становится близким к экспериментальным значениям. Анализ результатов расчетов показал, что уровень турбулентности в слое смешения возрастает с ростом температуры или уменьшением числа Маха на срезе сопла, что согласуется с данными экспериментов. Для струи с $T_j/T_\infty=0.9$ и $M=0.9$ на сетке с 1.1×10^6 ячеек исследовано влияние разностной схемы на точность результатов. Расчеты проводились с помощью RANS/ILES-метода со схемами MP5 и MP9. Были получены распределения пульсаций скорости u' и статического давления p' в слое смешения по длине струи. При использовании схемы MP9 заметно улучшилось совпадение с экспериментальными данными. На рис. 4 приведено распределение максимальных значений u' в слое смешения струи: 1 – схема MP9; 2 – схема MP5; 3 – эксп. (Lau J.C. // J. Fluid Mech. – 1981. – V.105. – P.193-218), 4 – эксп. (Bridges J., Wernet M.R. // AIAA P. – 2010. – №3751), 5 – LES на сетке с 4.2×10^6 ячеек (Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M. Kh. // J. Sound and Vibration. – 2011. – V.330. – P. 4083–4097). Для варианта метода со схемой MP9 также получено, что при увеличении числа ячеек расчетной сетки с 1×10^6 до

4.3×10^6 значительно повышается точность получаемых результатов и существенно уменьшается размер зоны «численного» перехода. При этом точность расчета u' в слое смешения, по меньшей мере, не хуже, чем с помощью LES (Shur M.L., Spalart P.R., Strelets M. Kh. // J. Sound and Vibration. 2011. – V.330. – P.4083–4097) на сетке с 4.2×10^6 ячеек.

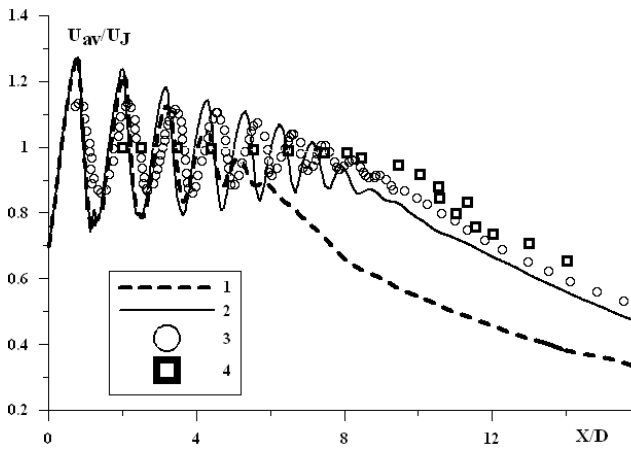


Рис. 5

Далее в п.2.2 приводятся результаты расчетов недорасширенной сверхзвуковой струи из конического сопла RANS/ILES-методом со схемами MP5 и MP9. Применение схемы MP9 для вычисления предраспадных параметров в методе Роу позволило значительно повысить точность расчетов струи без увеличения числа ячеек расчетной сетки. На рис. 5 показано распределение осредненной

скорости на оси, полученное в этих расчетах: 1 – схема MP5; 2 – схема MP9; 3 – эксп. (Bridges J., Wernet M.P. // AIAA P. – 2008. – №2834), 4 – эксп. (Lau J.C., Morris P.J., Fisher M.J. // J. Fluid Mech. – 1979. – V.93. – №1. – P. 1.-27). В конце п.2.2 приведены результаты исследования RANS/ILES-методом со схемой MP9 влияния температуры на входе в сопло на течение и параметры турбулентности в сверхзвуковой нерасчетной струе из биконического сопла.

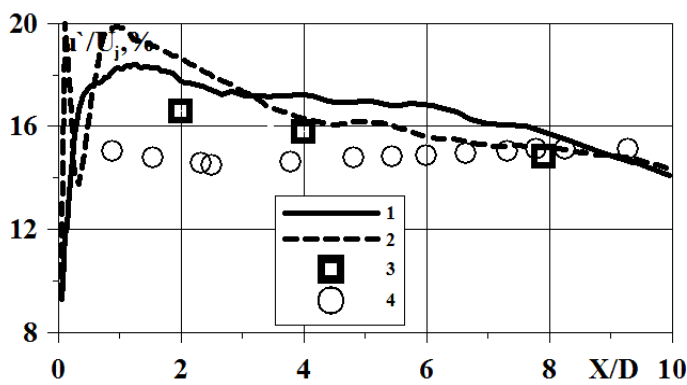


Рис. 6

В п.2.3 исследовано влияние нестационарного пограничного слоя на срезе сопла на точность расчета характеристик струи на малых расстояниях от среза сопла [25,29,32,33]. На входе в сопло задавался обратный уступ, который обтекался с отрывом. При некотором сочетании параметров пограничного слоя на входе в

сопло и высоты уступа слой смешения между пограничным слоем над уступом и отрывной зоной получался нестационарным. Он турбулизовал пограничный слой вниз по потоку от точки присоединения в конце отрывной зоны. Расчеты выполнялись WMILES-методом. Были определены толщина пограничного слоя на входе в сопло и размеры уступа, при которых происходила турбулизация пограничного слоя. При расчетах с нестационарным пограничным слоем на выходе из сопла удалось значительно уменьшить «численный» переход и повысить точность расчета течения в слое смешения около среза сопла. На рис. 6 показано распределение u' в слое смешения: 1 – WMILES-метод, 2 –RANS/ILES, 3 –

эксп. (Lau J.C. // J. Fluid Mech. – 1981. – V.105. – P.193-218), 4 – эксп. (Bridges J., Wernet M.R. // AIAA P. – 2010. – №3751).

Результаты совместного расчета течения в сопле ТРД со степенью двухконтурности 5 ($BPR=5$) и его струе на режиме взлета приведены в п. 2.4. [24,34]. Был использован RANS/ILES-метод со схемами MP5 и MP9. Для обеих разностных схем получено хорошее совпадение по осредненным параметрам течения и турбулентности с данными эксперимента для струи из этого сопла.

Глава 3 посвящена результатам исследования средств пассивного и газодинамического воздействия на течение в струях из сопел разных типов. В п.3.1 представлены результаты расчетов с помощью RANS/ILES-метода со схемой MP5 течения в конических соплах с шестью треугольными шевронами и в их струях. Угол наклона шевронов к оси сопла был 5° и 18° [28,29,31]. В литературе эти сопла известны как SMC001 и SMC006, для них имеются экспериментальные данные. Для обоих сопел было исследовано влияние температуры на течение в струе. Расчеты выполнялись на сетке с числом ячеек 1.05×10^6 для двух значений температуры на срезе сопла: $T_j/T_\infty=0.9$ и $T_j/T_\infty=2.7$ при $Re=1.6 \times 10^6$ и $Re=1.0 \times 10^6$ и акустических числах $Ma=0.9$ и $Ma=0.5$ соответственно. Внешний поток отсутствовал. Полученные в расчетах значения осредненной осевой скорости в струе хорошо совпадают с данными эксперимента для всех исследованных случаев. Для струй с $T_j/T_\infty=0.9$ распределения максимальных значений u' в слое смешения были сравнены с экспериментальными данными для этих сопел, приведенными в работе (Xia H., Tucker P.G., Eastwood S. // – AIAA P. –2008. – №10). На малых расстояниях от среза сопла наблюдается завышение пикового значения пульсаций по сравнению с экспериментальными данными, что вызвано «численным» переходом. При $X/D > 2$, результаты, полученные RANS/ILES-методом, хорошо совпадают с экспериментом. При расчетах настоящим методом согласование u' в слое смешения с экспериментом лучше, чем в расчетах RANS/LES-методом на сетке с 13×10^6 ячеек (Xia H., Tucker P.G., Eastwood S. // – AIAA P. –2008. – №10).

В п. 3.2 представлены результаты расчетов RANS/LES-методом со схемой MP5 струи из сопла двухконтурного ТРД с шевронами на обечайке сопла газогенератора [28,31]. Геометрия сопла за исключением части с шевронами, и режим течения были такими же, как у сопла с $BPR=5$. Расчеты выполнялись на сетке с 1.3×10^6 ячеек. Вследствие развитой поверхности внутреннего слоя смешения течение во всей внутренней струе быстро становится турбулентным, что приводит к более короткому начальному участку, чем у осесимметричного сопла. Распределение осредненной полной температуры вдоль оси струи хорошо совпадает с экспериментальными данными (Massey S.J., Thomas R.H., Abdol-Hamid K.S., Elmilgoui A.A. // AIAA P. – 2003. – №212). Радиальное распределение энергии турбулентности при $X/D_c=10$ близко к экспериментальным значениям для этого сопла из работы (Doty M.J., Henderson B.S., Kinzie K.W. // AIAA P. – 2004. – № 2826).

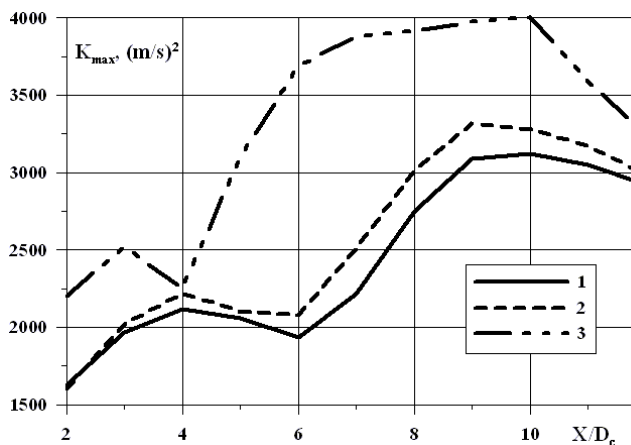


Рис. 7.

Результаты исследования влияния смещения (эксцентриситета ϵ) сопла газогенератора по отношению к соплу вентиляторного контура для сопла с $BPR=5$ на течение в струе обсуждаются в п.3.3. Расчеты проводились на сетке с числом ячеек 1.05×10^6 RANS/ILES-методом со схемой MP5 [29,31]. Было установлено, что при $\epsilon=0.04D_c$ распределение энергии турбулентности в струе становится асимметричным в азимутальном направлении (D_c – диаметр сопла газогенератора). Пиковое значение энергии турбулентности увеличивается на 25-30% по сравнению со струей из осесимметричного сопла. Зависимость пиковых значений энергии турбулентности от ϵ по длине струи показана на рис. 7, где: 1 – $\epsilon=0$, 2 – $\epsilon=0.01D_c$, 3 – $\epsilon=0.04D_c$.

В п. 3.4 RANS/ILES-методом со схемой MP9 исследовано влияние «аэродинамических шевронов» на течение в струе из двухконтурного сопла ТРД с $BPR=5$ [30]. Принцип работы «аэродинамических шевронов» сводится к следующему. Проточная часть сопла вентилятора соединяется с внешним потоком с помощью специальным образом спрофилированных каналов, проходящих через стенку сопла (рис. 8). Вследствие перепада давления на

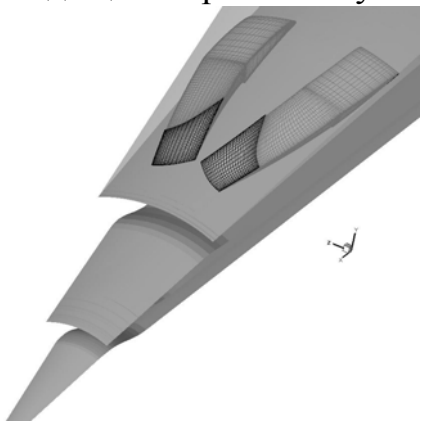


Рис.8.

выходе из каналов «аэродинамических шевронов» образуется течение в виде направленных под углом навстречу друг к другу прямоугольных струй, которые движутся вдоль внешней поверхности сопла вентилятора. Сталкиваясь, они порождают парные вихри, которые воздействуют на струю. Сложность геометрии, наличие струй из «аэродинамических шевронов», размеры которых заметно меньше размеров основного сопла, требуют очень больших вычислительных ресурсов для того, чтобы разрешить все детали течения. Для уменьшения вычислительных затрат был применен упрощенный подход. Расчет проводился в азимутальном направлении лишь для части сопла и струи, включающей в себя только один «аэродинамический шеврон», число ячеек расчетной сетки было 0.96×10^6 . Параметры течения на входе в сопло газогенератора: $P_{0c}=156000\text{Pa}$ ($\pi_c=1.56$), $T_{0c}=828\text{K}$, в сопло вентилятора – $P_{0f}=175000\text{Pa}$ ($\pi_f=1.75$), $T_{0f}=290\text{K}$. Во внешнем потоке полные параметры потока были $P_{0a}=104500\text{Pa}$, $T_{0a}=290\text{K}$, статическое давление $P_s=100000\text{Pa}$, что соответствовало $M_e=0.25$.

Сравнение результатов расчетов с данными эксперимента [11] показало, что они качественно и частично количественно соответствуют

данным эксперимента и могут быть использованы для изучения воздействия «аэродинамических шевронов» на течение в струе из сопла ТРД.

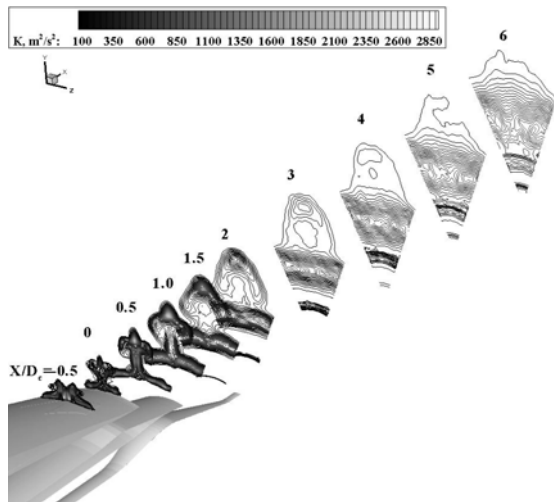


Рис. 9

Установлено, что взаимодействие струй из «аэродинамических шевронов» приводит к утолщению слоя смешения струи из сопла вентилятора. И это проявляется уже у среза сопла вентилятора. На рис. 9 показано распределение энергии турбулентности в поперечных сечениях струи. Видно, что максимум энергии турбулентности находится в зоне взаимодействия струй из «аэродинамических шевронов». Размеры этой области малы. На рисунке также видно, что взаимодействие со струями от «аэродинамических шевронов» приводит к утолщению слоя смешения струи из сопла вентиляторного контура. Следствием этого является уменьшение энергии турбулентности в слое смешения в струе из сопла внешнего контура ТРД. По мере удаления от среза сопла вид струи в поперечных сечениях становится близким к тому, который наблюдается в струе из обычного шевронного сопла.

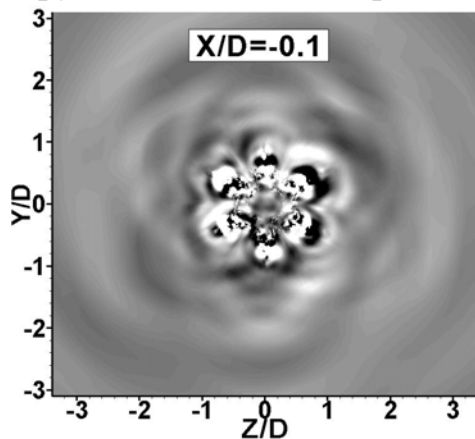


Рис. 10.

В п.3.5 исследовано влияние угла наклона шевронов на течение в струях из сопел SMC006, SMC001 и SMC005 с шестью треугольными шевронами [25-27,29]. Последнее сопло имеет угол наклона шевронов к оси струи 0° . С помощью турбулизатора на входе в сопле создавался нестационарный пограничный слой. Расчеты проводились WMILES-метом на сетке, содержащей 2.13×10^6 ячеек. Получено, что создание нестационарного пограничного слоя на срезе шевронного сопла позволяет

значительно улучшить точность расчета течения около среза сопла и между шевронами. Максимум u' в слое смешения около среза сопла был такой же, как и в эксперименте. На основании анализа результатов расчетов по эмиссии высокочастотных волн давления, был сделан вывод, что источником подъема высокочастотного шума в струях из рассмотренных шевронных сопел являются высокочастотные волны давления, которые излучаются «лепестками» струи из шевронного сопла. Это видно на рис. 10, где показано поле $\partial p / \partial t$ в поперечном сечении струи между шевронами сопла SMC006.

В главе 4 представлены результаты исследования влияния компоновки, состоящей из сопла двухконтурного ТРД, пилона и крыла с закрылками, и режима полета на течение в струях из сопел двухконтурных

ТРД с $BPR=5$ и $BPR=10$ [30,34-37]. Расчеты выполнялись RANS/ILES-методом со схемой MP9 на многоблочной сетке, содержащей 3.34×10^6 ячеек.

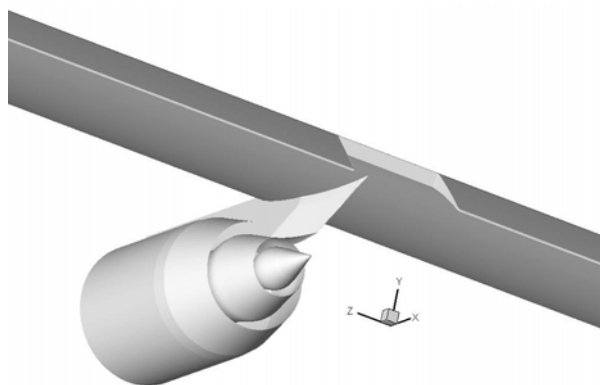


Рис. 11.

В п.4.1 приведены результаты расчетов влияния на течение в струе компоновки с соплом с $BPR=5$. Полные параметры на входе в сопла газогенератора, вентилятора и во внешнем потоке были: $P_{0c}=156000\text{Pa}$ ($\pi_c=1.56$), $T_{0c}=828\text{K}$, $P_{0f}=175000\text{Pa}$ ($\pi_f=1.75$), $T_{0f}=350\text{K}$, $P_{0a}=104000\text{Pa}$, $T_{0a}=300\text{K}$, $M_a=0.24$. В п.2.4 этот режим был исследован для осесимметричного сопла с $BPR=5$. В

ходе расчетов варьировались угол отклонения закрылков и ширина промежутка между ними для выхода струи ТРД. В первом случае расстояние между внутренними концами закрылков составляло $W=1.565D_c$, что близко к расстоянию между закрылками у геометрии крыла из статьи (Mengle V.G., Brusniak K., Elkoby R., Thomas R.H. // AIAA P. – 2006. — №2435). Было рассмотрено два варианта геометрии с углами отклонения закрылков вниз по отношению к оси сопла 5° и 30° . Эти варианты будут обозначаться FD5 и FD30. Варианты геометрии с такими же углами отклонения закрылков, у которых ширина промежутка между закрылками была $W=2.1D_c$, будут именоваться FD5W и FD30W соответственно. Наличие пилона приводит к тому, что течение около среза сопла в азимутальном направлении становится несимметричным, а струя деформируется и отклоняется вверх. На рис. 12 показаны поля энергии турбулентности для вариантов FD30 (вверху) и FD5W (внизу) в продольной вертикальной плоскости, проходящей через ось сопла. Однако наибольшее влияние на течение в струе и деформацию ее формы в поперечных сечениях оказывают концевые вихри, сходящие с закрылков. При этом на деформацию струи влияет как угол отклонения, так ширина промежутка между закрылками W . У конфигурации FD30W вихри достигают струи на большем расстоянии от крыла, чем в случае варианта FD30, и она начинает деформироваться на большем удалении от крыла. В меньшей степени деформация струи проявляется для вариантов геометрии закрылков FD5 и FD5W. Под действием концевых вихрей от закрылков поперечное сечение струи деформируется и из круглого превращается в овальное. Для всех конфигураций наблюдается повышенный уровень энергии турбулентности в верхней части струи за пилоном, что вызвано более ранним слиянием слоев смещения струй из сопел газогенератора и внешнего контура, а также их взаимодействием со следом от пилона. Уровень энергии турбулентности и положение его максимума зависят как от угла отклонения закрылков, так и от расстояния между закрылками. Наличие компоновки приводит к более быстрому падению скорости по длине струи на основном ее участке по сравнению со струей из осесимметричного сопла. В значительной степени этот эффект определяется углом отклонения закрылков: у варианта

FD5W снижение максимальной скорости проявляется меньше всего, а наиболее выражено оно для конфигураций FD30 и FD30W. Уровень энергии турбулентности при наличии компоновки со стороны крыла до 1.5 раз выше, чем у осесимметричного сопла на том же режиме. Наибольшее увеличение соответствует варианту FD30, наименьшее – FD5W.

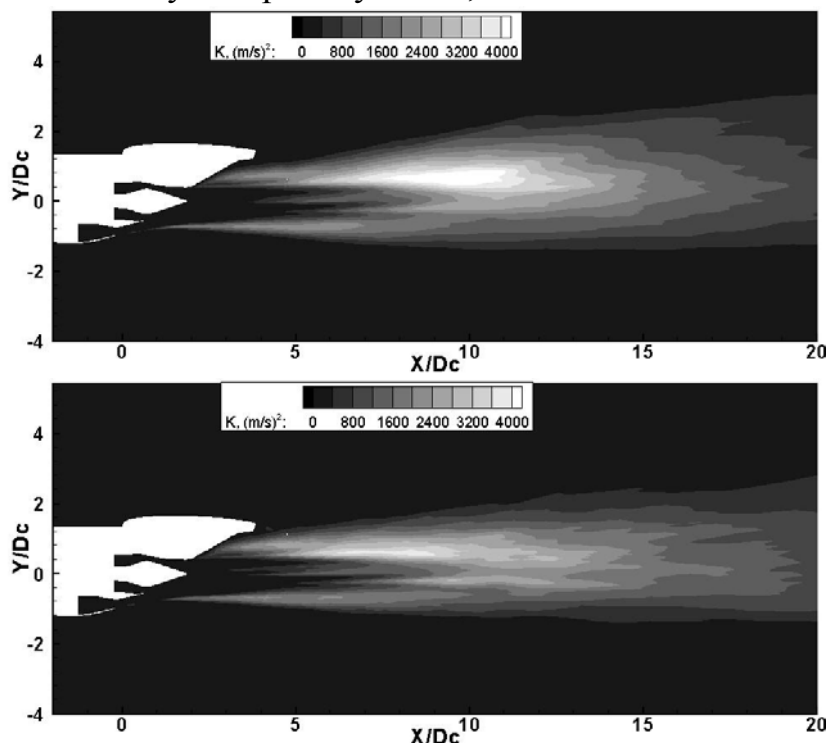


Рис. 12.

расстояниях от сопла. На рис. 13 в сечении $X/D_c=15$ представлены поля осредненной скорости и линии тока для варианта FD5W. Видно, что деформация струи значительно меньше при $\alpha=10^\circ$ (внизу) по сравнению с $\alpha=0$ (вверху) при одном и том же угле отклонения закрылков. На режимах с $\alpha=10^\circ$ энергия турбулентности нарастает быстрее, чем при нулевом угле атаки. Пиковые значения энергии турбулентности практически не зависят от угла атаки, но при $\alpha=10^\circ$ они достигаются на $(1.5-2)D_c$ ближе к срезу сопла, чем при $\alpha=0$. Это может привести к появлению дополнительного высокочастотного шума. При $\alpha=10^\circ$ максимальные значения энергии турбулентности зависят значительно слабее от угла отклонения закрылков, чем при нулевом угле атаки. Меньшая зависимость темпа падения осевой скорости от угла отклонения при угле атаки внешнего потока $\alpha=10^\circ$ является следствием слабой зависимости энергии турбулентности от угла отклонения закрылков.

П.4.3 посвящен исследованию влияния компоновки и угла атаки внешнего потока на характеристики турбулентности и течение в струе для сопла с $BPR=10$. Расчеты выполнялись на сетке, содержащей 3.34×10^6 ячеек, для углов атаки $\alpha=0$ и $\alpha=9^\circ$. Полные параметры на входе в сопла газогенератора, вентилятора и во внешнем потоке соответствовали режиму взлета: $P_{0c}=156000\text{Pa}$ ($\pi_c=1.56$), $T_{0c}=875\text{K}$, $P_{0f}=165000\text{Pa}$ ($\pi_f=1.65$), $T_{0f}=360\text{K}$, $P_{0a}=105600\text{Pa}$, $T_{0a}=300\text{K}$, $M_a=0.25$. Статическое давление во внешнем потоке

В п.4.2 для вариантов FD5W и FD30W были выполнены расчеты при угле атаки внешнего потока $\alpha=10^\circ$. Наличие угла атаки приводит к тому, что струя отклоняется вверх под действием вертикальной компоненты внешнего потока. Вихри также сносятся вверх внешним потоком, но в большей степени, чем струя. В результате они оказываются выше струи уже на относительно малых

равнялось $P_a=100000\text{Pa}$. Число Re , вычисленное по скорости на срезе сопла газогенератора и его диаметру равнялось 5×10^6 . Вновь было рассмотрено два угла отклонения закрылков 5° и 30° и два значения ширины щели между закрылками: $W=1.7D_c$ и $W=2.3D_c$. Обозначения вариантов геометрии такие же, как и в п. 4.1.

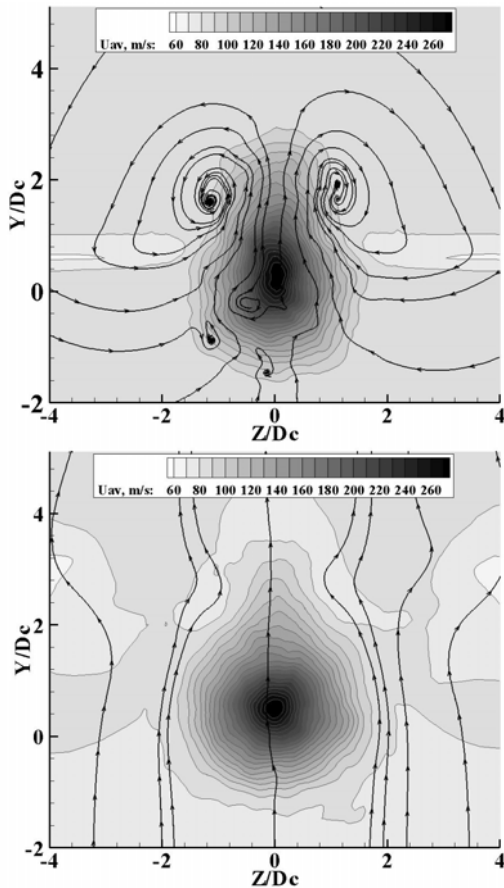


Рис. 13.

Для того чтобы оценить влияние компоновки, был выполнен расчет осесимметричного сопла с $BPR=10$ с той же геометрией проточной части. Сетка содержала 2.38×10^6 ячеек. При $\alpha=0$ наличие компоновки приводит к большему уменьшению длины начального участка струи по сравнению с исходным осесимметричным соплом, чем у компоновки с соплом с $BPR=5$. При угле атаки зависимость длины начального участка от угла отклонения закрылков меньше, чем при $\alpha=0$. Причина этого объяснена выше. В расчетах было получено влияние геометрии закрылков и угла атаки на распределение по длине струи модуля продольной завихренности Ω_{23} в центрах кромочных вихрей от закрылков, отнесенной к D_c и к скорости внешнего потока. Во всех случаях наблюдается быстрое падение завихренности по длине, что свидетельствует о том, что вихрь находится в области течения с относительно высоким уровнем турбулентности – в выхлопной струе. При $\alpha=0$ для вариантов FD30 и FD30W уровень Ω_{23} сразу за крылом примерно в два раза выше, чем на режиме с $\alpha=9^\circ$. При наличии угла атаки увеличивается отрыв с верхней стороны крыла и закрылков, что и приводит к уменьшению уровня завихренности при $\alpha=9^\circ$. Однако при нулевом угле атаки вихри на большом протяжении взаимодействуют с турбулентными слоями смешения, и это вызывает значительное падение их интенсивности. При $\alpha=9^\circ$ вихри сносятся внешним потоком вверх, их взаимодействие со струей значительно меньше.

В п.4.4 приведены результаты расчетов течения в струе из сопла ТРД с $BPR=10$ в компоновке с газодинамическими параметрами, соответствующими режиму посадки (подлета). Полные параметры на входе в сопла газогенератора, вентилятора и во внешнем потоке были соответственно: $P_{0c}=110000\text{Pa}$ ($\pi_c=1.1$), $T_{0c}=700\text{K}$, $P_{0f}=113000\text{Pa}$ ($\pi_f=1.13$), $T_{0f}=315\text{K}$, $P_{0a}=102200\text{Pa}$, $T_{0a}=300\text{K}$, $M_a=0.18$. Статическое давление во внешнем потоке равнялось $P_a=100000\text{Pa}$. Внешний поток был направлен под углом $\alpha=0^\circ$ к оси сопла. Число Re равнялось 5×10^6 . Расчетная сетка и

геометрия сопла с компоновкой соответствовали варианту FD30 из п.4.3. Распределения осредненной скорости и энергии турбулентности качественно совпадают с теми, что наблюдались при расчетах на режиме взлета при нулевом угле атаки. Однако абсолютный уровень значений параметров в несколько раз ниже. Это связано с тем, что полные давления на входе в сопла и, как следствие, скорости струй на срезе сопел, на режиме посадки были значительно ниже, чем на режиме взлета. Пиковое значение энергии турбулентности примерно в шесть раз меньше, чем на режиме взлета для FD30. Однако сравнение распределений модуля безразмерной продольной компоненты завихренности для всех исследованных режимов течения для конфигурации FD30 показало, что для режима посадки Ω_{23} в центрах кромочных вихрей выше на 20-40%, чем на режиме взлета при $\alpha=0$.

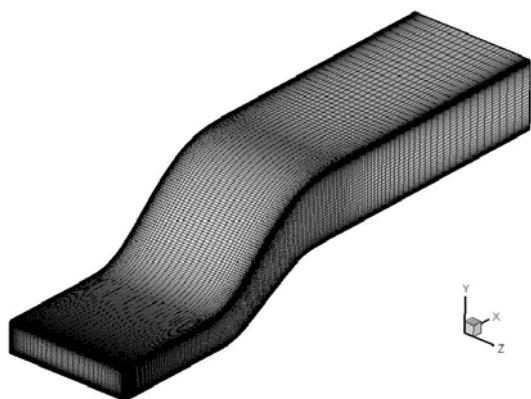


Рис.14

Глава 5 посвящена изучению особенностей турбулентных отрывных течений в S-диффузорах с помощью RANS/ILES-метода со схемой MP5. В п.5.1 приведены результаты расчетов отрывных турбулентных течений в диффузорах различной формы [38-42]. Было исследовано влияние перепада давления (скорости на входе) на течение в S-образном прямоугольном диффузоре с отношением площади

выходного сечения к площади входа 2.16 (рис. 14). Расчетная сетка содержала 0.75×10^6 ячеек. Участки постоянного сечения перед и за диффузором нужны для постановки упрощенных стационарных граничных условий.

Расчеты выполнялись при статическом давлении на выходе P_e 0.9, 0.925 и 0.95 от полного давления на входе P_0 . Получено, что при постоянных полных параметрах потока на входе в диффузор течение, в зависимости от перепада давления в нем, может утрачивать симметрию к выходному сечению. Причем при разных перепадах давления в диффузоре (скорости на входе) степень асимметрии может быть различной, т.е. размеры и форма отрывных зон несимметричны. Это показано на рис. 15, где приведены поля осредненного полного давления P_{0av} на выходе из диффузора для $P_e=0.9P_0$ и $P_e=0.925P_0$. Подобная ситуация характерна для отрывных течений на гладких поверхностях и связана с тем, что положение линии отрыва неустойчиво и может перемещаться по стенке под действием малых возмущений.

Анализ результатов расчетов показал, что в начале слоя смешения, который отделяет отрывную зону от ядра потока, происходит «численный» переход, который сопровождается повышенным уровнем пульсаций. Далее уровень турбулентности становится примерно постоянным по длине диффузора и почти одинаков для всех исследованных режимов. Величина

потерь полного давления $\Delta\sigma=(1-\sigma)$ в диффузоре хорошо совпадает с экспериментальными данными для этого диффузора.

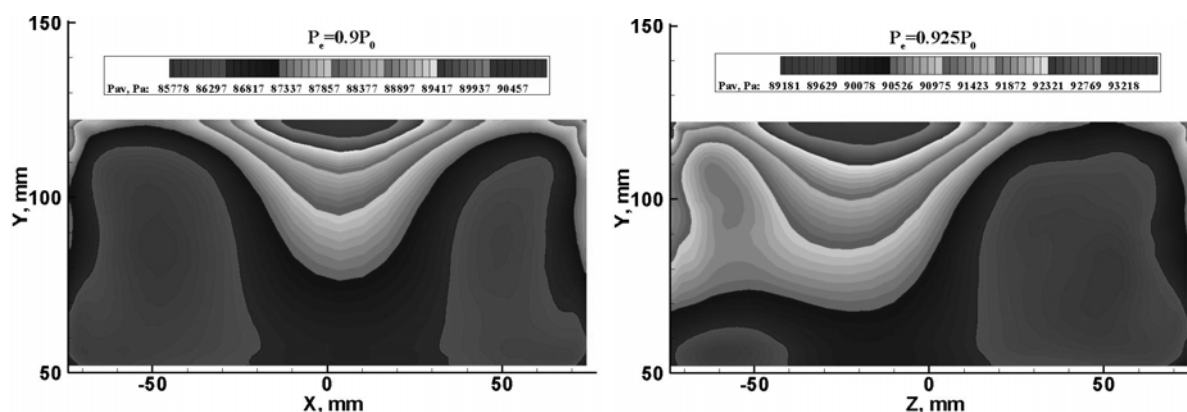


Рис. 15.

Расчеты течения в межкомпрессорном кольцевом S-образном диффузоре со степенью диффузорности 2.04, показанном на рис. 16, были выполнены при двух значениях P_e в выходном сечении канала: $0.95P_0$ и $0.9P_0$ на сетке, содержащей 0.79×10^6 ячеек. Числа Re для этих режимов, вычисленные по высоте входного сечения канала и скорости в ядре потока в этом сечении, равнялись 3.8×10^5 и 5.5×10^5 .

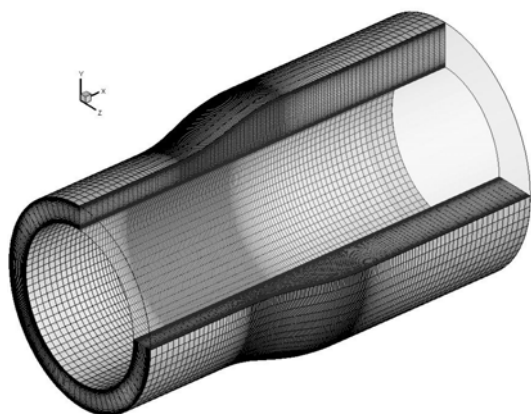


Рис. 16.

При экспериментальном исследовании течения в этом диффузоре (Ледовская Н.Н. // ИФЖ. – 1986. – Т. 51. – №2. – С.321-328) было установлено, что осесимметричное течение во входном сечении диффузора становится трехмерным около его выходного сечения. В нем появляются неоднородности в азимутальном распределении параметров потока. Количество неоднородностей зависит от режима течения. В расчетах также была

обнаружена зависимость параметров потока от азимутального угла в окрестности выхода из диффузора. Для режима $P_e=0.9P_0$ было получено, что имеется «короткоживущий» режим с пятью неоднородностями и «долгоживущий» режим с четырьмя неоднородностями: при большом времени осреднения наблюдается четыре неоднородности в азимутальном распределении осредненных параметров течения и параметров турбулентности, при относительно малом времени осреднения – пять. На рис. 17 показаны поля пульсаций статического давления в выходном сечении диффузора для обоих режимов. При $P_e=0.95P_0$ 5 неоднородностей вне зависимости от времени осреднения.

В конце п. 5.1 представлены результаты расчетов течения в кольцевом межтурбинном диффузоре с отношением площадей выходного и входного сечений 2.7. Расчеты были выполнены на сетке с числом ячеек 1.26×10^6 . для статического давления на выходе из диффузора $P_e=0.975P_0$, $P_e=0.95P_0$ и

$P_e=0.9P_0$. Числа Re на этих режимах, вычисленные по высоте входного сечения канала и скорости в ядре потока в этом сечении были 1.1×10^5 , 1.48×10^5 и 2.1×10^5 . В отличие от межкомпрессорного канала распределение осредненных параметров в выходном сечении диффузора не имеет выраженной зависимости от азимутального угла, его можно считать осесимметричным. Распределения пиковых значений u' слабо зависят от перепада давления в диффузоре. В начале слоя смешения на границе отрывной зоны наблюдается «численный» переход, однако потом уровень u' становится ниже и составляет 17–20%. Максимальный уровень пульсаций статического давления p' , отнесенный к скоростному напору на входе в канал, слабо менялся по длине диффузора и составлял около 12–16% в зависимости от режима течения.

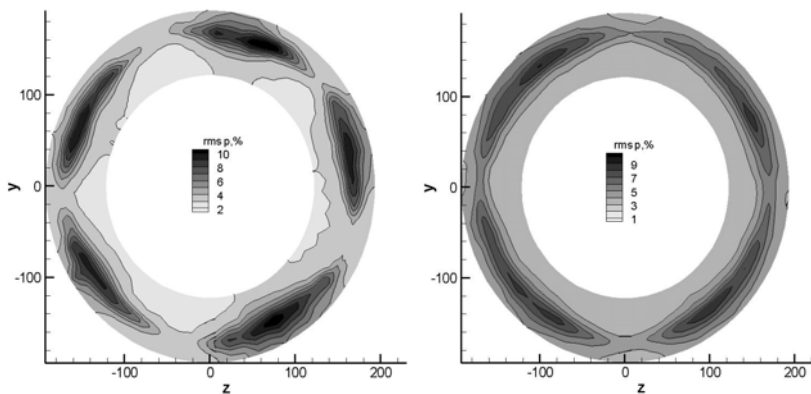


Рис. 17.

В п.5.2 представлены результаты исследования влияния неравномерности полного давления на входе в диффузор на течение в нем.

Геометрии диффузоров и расчетные сетки были такие же, как и в

п.5.1. Вначале были проанализированы результаты расчетов для прямоугольного S-образного диффузора с отношением площади выходного сечения к площади входа 2.16 при перепаде давления $P_e=0.9P_0$, что соответствует приведенной скорости на входе $\lambda_i=0.6$. На части входной границы при $0.08 \leq z/Z_i \leq 0.23$ задавалось пониженное на $\delta P=0.005P_0$ и $\delta P=0.05P_0$ полное давление. Здесь Z_i – ширина диффузора. Полная температура во входном сечении полагалась постоянной. Обнаружено, что при $\delta P=0.005P_0$ течение становится симметричным на выходе из диффузора по параметрам течения и турбулентности. Максимум пульсаций статического давления составляет 12%. Он находится в плоскости симметрии, достигается почти на выходе из диффузора.

При $\delta P=0.05P_0$ асимметрия течения увеличивается, и отрыв потока происходит только со стороны области пониженного давления на входе. На рис. 18 для этого варианта показаны распределения осредненного статического давления P_a на нижней стенке при: $z/Z_i=0.15$ (кривая 1), $z/Z_i=0.85$ (кривая 2) и на верхней стенке диффузора при: $z/Z_i=0.15$ (кривая 3), $z/Z_i=0.85$ (кривая 4). Интересно, что распределение P_a вдоль нижней стенки почти симметрично. Максимум пульсаций статического давления p' в плоскости симметрии в том же поперечном сечении составляет 11% на верхней стенке. С боков 6% и 9% с разных сторон. При $\delta P=0.05P_0$ распределение осредненных по площади поперечного сечения пульсаций продольной скорости, отнесенных к максимальной скорости на входе, близко

к распределению u' в случае постоянного полного давления на входе. Но при $\delta P = 0.005P_0$ уровень пульсаций примерно на 1% выше почти на всей длине канала. Пиковое значение 16% достигается на выходе из диффузора. Неоднородность полного давления приводит к изменению скорости на входе в канал λ_i . При этом уровень потерь полного давления $\Delta\sigma$ в каналах с неоднородностью хорошо совпадает с кривой зависимости потерь полного давления от λ_i для каналов с постоянным полным давлением на входе.

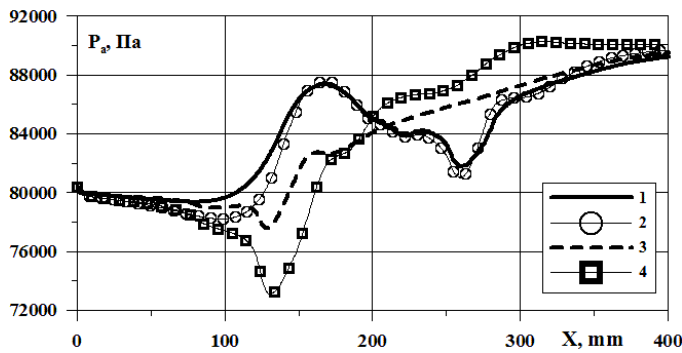


Рис. 18

Для кольцевого межкомпрессорного диффузора при $P_c = 0.9P_0$ было исследовано влияние пониженного на $\delta P = 0.03P_0$ и $\delta P = 0.07P_0$ полного давления на части входной границы, угловой размер которой составлял 30° , высота области совпадала с высотой входного сечения канала. Азимутальное

распределение осредненного полного давления в выходном сечении диффузора для обоих значений δP качественно имеет сходный характер вне зависимости от времени осреднения и уровня неоднородности полного давления на входе в канал. При этом, чем больше δP , тем больше возмущение азимутального распределения полного давления во всем выходном сечении по сравнению со случаем $\delta P = 0$. Распределение параметров турбулентности в выходном сечении за исключением области следа качественно совпадает со случаем постоянного полного давления на входе в диффузор. Анализ азимутального распределения осредненных по радиусу пульсаций статического давления в выходном сечении диффузора показал, что в области следа уровень p' возрастает в обоих случаях на 50–70% в зависимости от величины δP . В остальной части выходного сечения пиковые значения p' возрастают лишь в случае $\delta P = 0.07P_0$. Уровень пульсаций продольной скорости u' , осредненных по радиусу, в выходном сечении диффузора в области следа возрастает в 1.5–2.5 раза, в зависимости от величины δP . При режиме $\delta P = 0.07P_0$ возрастает неоднородность распределения пульсаций продольной скорости по углу. Рост u' связан с тем, что неоднородное распределение полного давления порождает неоднородное распределение продольной компоненты скорости во входном сечении. Это, в свою очередь, приводит к образованию на боковых границах области пониженной скорости слоев смешения, в которых наблюдается повышенный уровень u' . Уровень потерь полного давления на выходе из диффузора, как и в предыдущем случае, хорошо совпадает с экспериментальной кривой для этого диффузора с постоянными параметрами на входе.

Далее было исследовано влияние неоднородного полного давления на входе в межтурбинный диффузор на течение и параметры турбулентности в нем. В азимутальном направлении размер области пониженного давления был 27° . Было рассмотрены режимы с $\delta P = 0.025P_0$, $\delta P = 0.05P_0$ и $\delta P = 0.07P_0$. Во

всех случаях давление на выходе из диффузора было $P_e=0.9P_0$. Получено, что в следе за неоднородностью на входе в диффузор уровень p' в 2–5 раз ниже для случаев $\delta P=0.05P_0$ и $\delta P=0.07P_0$, чем для варианта с постоянными входными параметрами.

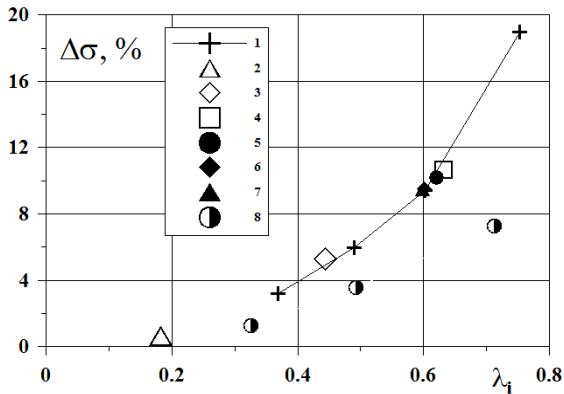


Рис. 19.

При малом уровне возмущений $\delta P=0.025P_0$ происходит некоторый рост пульсаций. Таким образом, в рассматриваемом диффузоре влияние неоднородного полного давления на распределение p' отличается от того, что наблюдалась в случае межкомпрессорного диффузора. Как и прежде, неоднородности полного давления на входе в канал привели к росту u' в выходном сечении

диффузора. Во всех случаях неоднородность полного давления на входе в канал приводит к увеличению на 50–80% u' в следе за областью пониженного давления. Величина потерь полного давления для всех рассмотренных вариантов хорошо совпадает с экспериментальными данными. Точность расчета $\Delta\sigma$ значительно выше, чем в расчетах с помощью RANS. Это видно на рис. 19, где показана величина $\Delta\sigma$ на выходе из диффузора в зависимости от скорости на входе λ_1 . На рисунке: 1 – эксп. [38]; 2 – $P_e=0.975P_0, \delta P=0.0$; 3 – $P_e=0.95P_0, \delta P=0.0$; 4 – $P_e=0.9P_0, \delta P=0.0$; 5 – $P_e=0.9P_0, \delta P=0.025P_0$; 6 – $P_e=0.9P_0, \delta P=0.05P_0$; 7 – $P_e=0.9P_0, \delta P=0.07P_0$, 8 – RANS [38].

В 6й главе с помощью RANS/ILES-метода со схемой MP5 была исследована эффективность применения синтетических струй с нулевым суммарным массовым расходом для управления течениями с отрывом потока в диффузорах в элементах ТРД [43-47]. В п.6.1 на основе анализа известных способов моделирования генераторов синтетических струй (ГСС), была выбрана простейшая модель для описания ГСС, которая сводится к заданию модифицированного граничного условия на части стенки диффузора, соответствующей щелям для выхода синтетических струй: скорость на выходе из щелей менялась по гармоническому закону. Это позволяет избежать затратного расчета течения в полости ГСС. Для достижения наиболее эффективного воздействия синтетических струй на основное течение в диффузоре были выбраны прямоугольные щели, вытянутые в направлении основного потока и расположенные начале отрывной зоны.

В п.6.2 представлены результаты исследования влияния режимных параметров синтетических струй на течение с отрывом потока в прямоугольном S-образном диффузоре с отношением площадей выхода и входа 2.25, для которого есть экспериментальные данные [46]. Для экономии вычислительных ресурсов расчетная область включала только часть поперечного сечения канала с двумя синтетическими струями, на ее боковых границах ставились условия периодичности. Расчетная сетка содержала

0.53×10^6 ячеек. Высота входа в диффузор была 33мм, размеры щелей 18×1 мм, расстояние между ними 10мм. Перепад давления в диффузоре этих расчетах соответствовал числу М на входе $M=0.34$ (без ГСС).

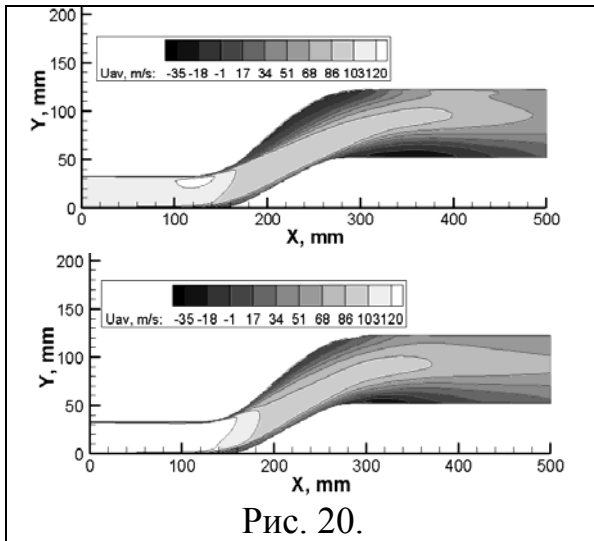


Рис. 20.

В ходе расчетов менялись частота ГСС и амплитуда синтетических струй: они соответствовали экспериментальным режимам для этого диффузора. Как и в эксперименте, применение синтетических струй, позволило ликвидировать отрывную зону около верхней стенки, в начале которой были расположены щели для выхода синтетических струй. На рис. 20 показано поле осредненной продольной скорости без ГСС (вверху) и с синтетическими струями с частотой $f=150$ Гц и амплитудой $q=70$ м/с (внизу).

Было получено приемлемое совпадение расчетных и экспериментальных данных [46] по уровню потерь полного давления в диффузоре в зависимости от частоты ГСС, а также по распределению полного давления по высоте выходного сечения как без ГСС, так с синтетическими струями. Анализ результатов расчетов показал, что синтетические струи уменьшают размеры области с высоким уровнем пульсаций скорости на выходе из диффузора. При варьировании формы щелей при сохранении их площади получено, что наибольшая эффективность в широком диапазоне изменения частоты ГСС была в случае щелей с отношением длины к ширине 18, а хуже всего для щелей квадратной формы.

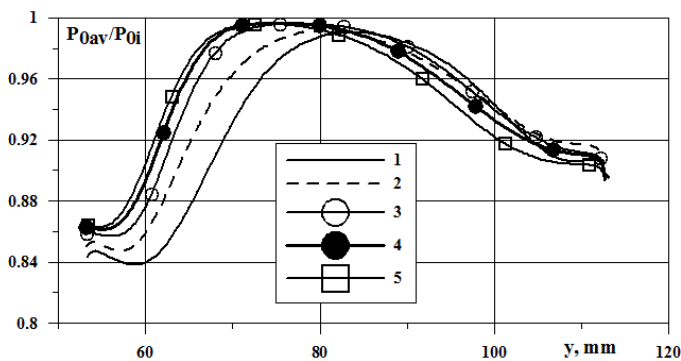


Рис. 21.

В п.6.3 для прямоугольного S-образного диффузора с отношением площадей выхода и входа 1.8 исследовано влияние газодинамических параметров синтетических струй на течение и параметры турбулентности в диффузоре. Расчеты проводились для $P_e=0.9P_0$ и $P_e=0.8P_0$, которым соответствовали значения

приведенной скорости на входе в диффузор λ_1 0.6 и 0.85. Число Рейнольдса во всех расчетах поддерживалось постоянным и равнялось 0.7×10^5 . Расчетная область в поперечном сечении представляла только часть канала с двумя щелями для выхода синтетических струй размером 20×1 мм, расстояние между их центрами – 10мм. Высота входного сечения диффузора была 33мм. Амплитуда синтетических струй менялась в пределах 40–150м/с, а частота – 100-600Гц. Анализ результатов показал, что наибольший эффект от

синтетических струй в исследованном диапазоне их режимных параметров достигается при перепаде давления в диффузоре $0.1P_0$.

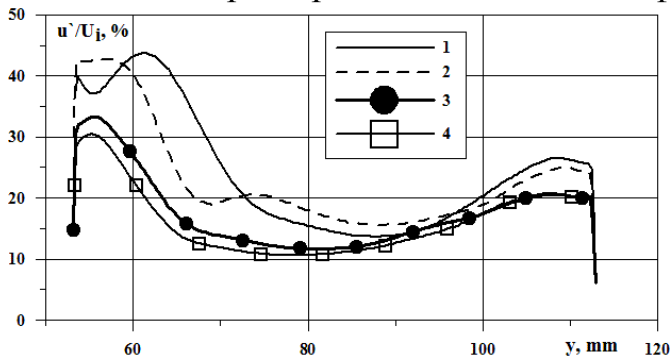


Рис. 22.

В большинстве случаев рабочий перепад давления в диффузорах между элементами ТРД не превышает этого значения. Для режима с $P_e=0.9P_0$ удалось снизить потери полного давления на 50%, а при перепаде давления $0.2P_0$ всего лишь на 5%. Далее в п.6.3 приводится анализ результатов расчетов для режима

с $P_e=0.9P_0$. Для синтетических струй с $q=80\text{м/с}$ получено, что сростом частоты ГСС снижается неравномерность распределения по высоте канала осредненного статического давления на выходе из диффузора. Зависимость от частоты уменьшается с ростом частоты. При $f=400\text{Гц}$ по мере увеличения амплитуды прирост эффективности синтетических струй также снижается. Зависимость от амплитуды и частоты синтетических струй осредненного полного давления P_{0av} на выходе из диффузора имеет более сложный характер. На рис. 21 для синтетических струй с $q=80\text{м/с}$ показана зависимость P_{0av} от частоты ГСС. На рисунке: 1 – без ГСС, 2 – $f=100\text{Гц}$, 3 – $f=250\text{Гц}$, 4 – $f=400\text{Гц}$, 5 – $f=600\text{Гц}$. Видно, что нижней половине канала с ростом частоты ГСС потери полного давления заметно уменьшаются. В верхней части канала, напротив, нет однозначной зависимости уровня потерь от частоты.

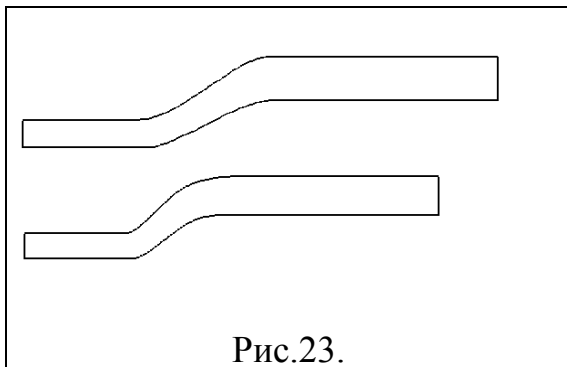


Рис.23.

Было получено, что при $f=400\text{Гц}$ для синтетических струй с $q=40\text{м/с}$ в нижней части канала уровень p' возрастает по сравнению с базовым вариантом без струй. Увеличение амплитуды синтетических струй приводит к уменьшению уровня p' в 2-3 раза. Влияние амплитуды синтетических струй при $f=400\text{Гц}$ на уровень пульсаций продольной скорости u' в выходном

сечении диффузора показано на рис. 22: 1 – без ГСС, 2 – $q=40\text{м/с}$, 3 – $q=80\text{м/с}$, 4 – $q=100\text{м/с}$. В конце п.6.3 приведены обобщающие зависимости снижения потерь полного давления от частоты ГСС при фиксированной амплитуде q и от амплитуды синтетических струй при фиксированной частоте ГСС. В исследованном диапазоне изменения режимных параметров синтетических струй максимальное снижение потерь 51% достигнуто для $q=80\text{м/с}$ при $f=400\text{Гц}$.

В п.6.4 представлены результаты расчетов применения синтетических струй для улучшения характеристик S-образного кольцевого межтурбинного диффузора. Рассмотрены два варианта диффузоров: стандартный и

«агрессивный» диффузор на 20% меньшей длины с тем же отношением площадей выходного и входного сечений: 1.514. Геометрия продольных сечений стандартного и «агрессивного» диффузоров показаны на рис. 23.

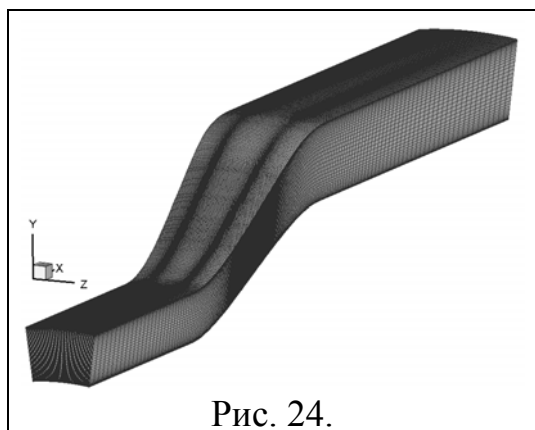


Рис. 24.

Для экономии вычислительных ресурсов расчетная область (рис. 24.) представляла собой сектор канала с углом 15° , включающий в себя две щели для выхода синтетических струй (полный кольцевой канал содержит 48 щелей). Высота входа в диффузор 14мм, прямоугольные щели размером 20×0.5 мм были расположены вдоль потока в начале отрывной зоны. Расчетная сетка содержала 0.88×10^6 ячеек.

Для обоих диффузоров были выполнены расчеты, как базовых вариантов без ГСС, так и с синтетическими струями. В ходе расчетов варьировались амплитуда и частота синтетических струй. Статическое давление на выходе составляло $P_e = 0.95 \times 10^5$ Па. Число Маха на входе в диффузоры в зависимости от уровня потерь полного давления было 0.35–0.44. Число Re во всех расчетах равнялось 1.3×10^5 .

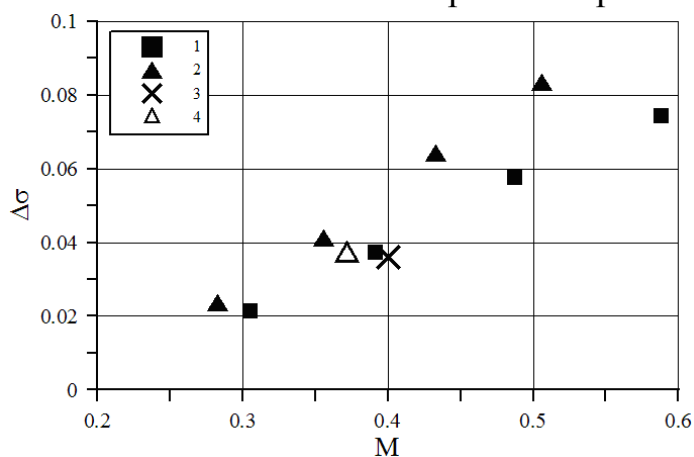


Рис. 25.

Анализ результатов показал, что синтетические струи позволяют снизить потери полного давления $\Delta\sigma$ на выходе из диффузора, причем их эффективность зависит от частоты. Для $q=70$ м/с максимальное снижение $\Delta\sigma$ было 6% при $f=150$ Гц для базового диффузора и 11% при $f=175$ Гц для «агрессивного» диффузора. Для $q=150$ м/с и

$f=150$ Гц 45% и 32% соответственно. На этом режиме для стандартного диффузора отрывная зона исчезает полностью, а для «агрессивного» – значительно уменьшается. Расчеты подтвердили, что наиболее эффективно располагать синтетические струи в начале зоны отрыва: это обеспечивает их максимальное воздействие на течение. По этой причине оптимальное положение щелей для стандартного канала оказалось неэффективным для «агрессивного» канала, вследствие того, что отрывная зона начинается ближе к началу диффузора, и щели в «агрессивном» диффузоре были смещены ближе к входу в него.

Далее в п.6.4 представлены результаты расчетов влияния синтетических струй с умеренной амплитудой $q=70$ м/с на течение в «агрессивном» диффузоре. На рис. 25 показана зависимость потерь полного давления $\Delta\sigma$ от числа Маха M на входе для обоих вариантов геометрии диффузоров. Видно, что у «агрессивного» диффузора (символы 2) уровень

потерь полного давления выше, чем у стандартного (1), и с увеличением скорости потока на входе в диффузор эта разница увеличивается. С синтетическими струями при $q=70\text{м/с}$ и $f=175\text{Гц}$ у стандартного (4) и «агрессивного» (3) диффузоров $\Delta\sigma$ снижается. При этом уровни потерь полного давления у стандартного диффузора без ГСС и у «агрессивного» диффузора с синтетическими струями становятся близки.

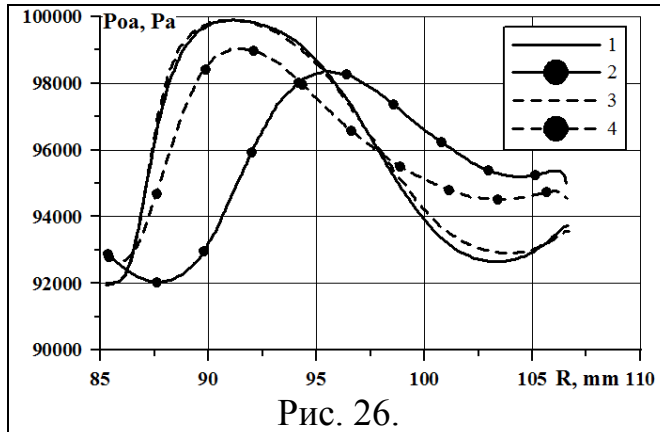


Рис. 26.

Влияние синтетических струй с $q=70\text{м/с}$ и $f=175\text{Гц}$ на радиальное распределение параметров течения и турбулентности на выходе из диффузоров представлено в конце п.6.4. Полученные результаты показывают, что синтетические струи с умеренными режимными параметрами позволяют значительно улучшить характеристики «агрессивного»

диффузора. В результате параметры течения на выходе из «агрессивного» и базового диффузоров становятся близкими. Это видно на рис. 26, где представлено распределение осредненного полного давления по радиусу выходного сечения диффузоров. Нумерация кривых такая же, как на рис. 25.

В заключении сформулированы основные выводы работы.

Заключение

1. Разработаны две разновидности методов прямого численного моделирования турбулентности. Для расчета несжимаемых течений предложен вариант метода DES. Для сжимаемых течений созданы RANS/ILES- и WMILES-методы с неявной подсеточной моделью турбулентности. Разработанные методы были применены для исследования сложных турбулентных течений в элементах ТРД, которые не удается описать с помощью RANS и исследовать экспериментально с достаточной для практических приложений точностью.
2. Оригинальными чертами разработанных RANS/ILES- и WMILES-методов являются: применение монотонных разностных схем 5го (MP5) и 9го (MP9) порядков для расчета предраспадных параметров на гранях ячеек в методе Роу, что позволяет проводить расчеты сверхзвуковых течений со скачками уплотнения; модификация модели Спэларта-Аллмараса для RANS/ILES-метода; применение скалярного аналога метода Роу высокого порядка для уравнений переноса, что позволило построить схему решения скалярных уравнений, согласованную с основной системой уравнений Навье-Стокса.
3. Для повышения эффективности разработанных методов применена неявная схема интегрирования по времени: на каждом шаге по физическому времени решение находится с помощью неявного метода установления. Надежная работа и точность разработанных методов на неоднородных неортогональных сетках обеспечивается: использованием конечно-объемной

схемы интегрирования по пространству, согласованным способом вычисления конвективных потоков в уравнении неразрывности и в уравнениях переноса, а также производных в метрических коэффициентах и в диффузионных членах уравнений Навье-Стокса и переноса.

4. Высокое разрешение методов позволило получить приемлемую точность результатов на сетках с $(0.2-3.3) \times 10^6$ ячеек для всех исследованных течений. Анализ полученных данных позволил получить ряд новых результатов.

5. С помощью DES описан «переворот осей» в прямоугольной струе и трансверсальное растекание пристеночной струи из круглого сопла. Вторая задача с помощью ПЧМ была решена впервые. Ее результаты могут быть использованы при исследовании распространения струи ТРД вдоль поверхности аэродрома.

6. Применение совместного расчета течения в сопле и струе обеспечило приемлемое совпадение с экспериментальными данными по параметрам течения и турбулентности при расчетах до- и сверхзвуковых струй из конических, шевронных сопел и двухконтурных сопел ТРД. Получено, что для дозвуковых и нерасчетных сверхзвуковых струй из одиночных сопел при повышении температуры на входе в сопло возрастает уровень пульсаций скорости в слое смешения и уменьшается длина начального участка струи. Для дозвуковых струй такой же эффект дает уменьшение числа M на срезе сопла. Это соответствует данным экспериментов и подтверждает хорошую точность разработанных методов. Было установлено, что при расчете дозвуковых струйных течений RANS/ILES-метод со схемой MP5 в большинстве случаев обеспечивает достаточную для практических приложений точность. Для сверхзвуковых течений со скачками уплотнения применение схемы MP9 позволяет значительно повысить точность расчета параметров течения и турбулентности по сравнению со схемой MP5.

7. Установлено, что при расчетах RANS/ILES-методами на расстояниях $X/D < 1.5-2$ уровень турбулентных пульсаций скорости в слое смешения превышает на 10–20% экспериментальные значения. Это является специфической особенностью RANS/LES-методов. Повысить точность расчета параметров турбулентности в слое смешения около среза сопла позволило создание нестационарного пограничного слоя на срезе сопла. Для турбулизации пограничного слоя на входе в сопло был установлен обратный уступ. Расчет пограничного слоя проводился WMILES-методом. При таком подходе уже у кромки сопла течение в слое смешения стало близким к турбулентному в струях из конического и шевронных сопел, для которых проводились расчеты. Улучшилось совпадение с данными эксперимента по уровню пульсаций скорости и статического давления.

8. Создание нестационарного пограничного слоя в шевронных соплах повысило точность расчета слоя смешения около сопла. Детальное исследование течения в нем выявило причину наблюдавшегося в эксперименте подъема шума на высоких частотах в струях из исследованных сопел. Установлено, что его генерация происходит на «лепестках» струи из шевронного сопла, а интенсивность пропорциональна их длине.

9. Для сопла ТРД с $BPR=5$ получено влияние несоосности сопел внешнего контура и газогенератора на течение и параметры турбулентности в струе. При несоосности $0.04D_c$ появляется значительная асимметрия в азимутальном распределении параметров течения и турбулентности. Максимальное значение энергии турбулентности увеличивается на 25–30%, положение максимума смещается на $3D_c$ ближе к срезу сопла, азимутальная неравномерность в распределении энергии турбулентности достигает 100–120%. Скорость в струе падает быстрее, а струя отклоняется в сторону, где расстояние между соплами меньше. Эти результаты получены впервые.

10. Для сопла двухконтурного ТРД с $BPR=5$ RANS/ILES-методом впервые исследовано влияние «аэродинамических шевронов» на течение в струе. Установлено, что «аэродинамические шевроны», как и обычные шевроны, увеличивают интенсивность смешения струи с внешним потоком. При этом возрастает толщина слоя смешения и снижается уровень турбулентных пульсаций течения.

11. Впервые с помощью RANS/ILES-метода исследовано влияние на течение в струе геометрических параметров компоновки, включающей сопло двухконтурного ТРД, пилон и крыло с отклоненными закрылками, имеющими промежуток для выхода выхлопной струи, а также параметров течения на входе в сопло и во внешнем потоке. Наличие компоновки приводит к деформации поперечного сечения струи, вызванной взаимодействием струи с концевыми вихрями от закрылков, и азимутальной неоднородности в распределении параметров течения и турбулентности, обусловленной наличием пилона. Струя отклоняется вверх, скорость быстрее падает по длине струи, до 1.5 раз увеличивается уровень энергии турбулентности в верхней части слоя смешения. Влияние закрылков на струю возрастает при увеличении угла их отклонения и уменьшения расстояния между ними. Для компоновки с соплом с $BPR=5$ при угле атаки внешнего потока $\alpha=10^\circ$ зависимость течения в струе от угла отклонения закрылков уменьшается, а максимум энергии турбулентности смещается на $(1.5-2)D_c$ ближе к срезу сопла. Для компоновки с соплом с $BPR=10$ на режиме взлета длина начального участка струи по сравнению со струей из осесимметричного сопла уменьшается сильнее, чем в случае компоновки с соплом с $BPR=5$. Установлено, что на режиме посадки влияние компоновки на течение в струе качественно такое же, как и на режиме взлета.

12. Применение RANS/ILES-метода позволило повысить точность расчета параметров отрывных турбулентных течений в диффузорах в элементах ТРД по сравнению с RANS и получить новые практически значимые результаты. Было установлено, что в прямоугольном и кольцевых S-образных диффузорах характер отрывного течения сильно зависит от скорости потока на входе и от геометрии диффузора. Для разных скоростей на входе в прямоугольный диффузор течение в его выходном сечении может быть как близким к симметричному, так и асимметричным. Пониженное на 0.5% полное давление на части его входной улучшает симметрию течения на выходе из диффузора по сравнению с вариантом с постоянными входными

параметрами. При неоднородности полного давления 5% отрыв образуется только со стороны с пониженным полным давлением. Осесимметричное течение на входе кольцевого межкомпрессорного диффузора становится азимутально неоднородным в его выходном сечении. При неоднородности полного давления 3–7% на входе в диффузор пульсации продольной скорости в его выходном сечении в области следа увеличиваются в 1.5–2.5 раза, пульсации статического давления – на 50–70%. При этом сохраняется азимутальная неравномерность течения в выходном сечении, как и при постоянных полных параметрах на входе. Неоднородность полного давления 2.5–5% на входе кольцевого межтурбинного диффузора приводит к росту пульсаций скорости в выходном сечении на 50–80%. Полученный в расчетах уровень потерь полного давления хорошо совпадает с экспериментальными данными для всех режимов и вариантов геометрии диффузоров.

13. Впервые RANS/ILES-методом исследовано влияние синтетических струй на отрывные турбулентные течения в диффузорах в элементах ТРД; определены геометрия, положение щелей для выхода синтетических струй и режимные параметры синтетических струй, позволяющие улучшить характеристики течения в диффузоре. Установлено, что синтетические струи эффективно уменьшают отрыв при числах Маха на входе в диффузор до 0.5–0.6. Для S-образного прямоугольного диффузора с отношением площадей выходного и входного сечений 2.25 применение синтетических струй с амплитудой 80м/с позволяет снизить потери полного давления на 20% и уменьшить на 15–25% неравномерности в распределении параметров течения и турбулентности на выходе из диффузора. Для S-образного прямоугольного диффузора с отношением площадей выходного и входного сечений 1.8 применение синтетических струй с амплитудой 80–100м/с приводит к снижению потерь полного давления до 50%, уменьшению радиальной неравномерности в распределении статического давления на выходе из диффузора в 1.5–2 раза, пульсаций статического давления в 2-3 раза, продольной скорости – до двух раз.

14. Установлено, что для «агрессивного» кольцевого S-образного межтурбинного диффузора, имеющего длину на 20% меньшую, чем исходный, применение синтетических струй с амплитудой 70м/с и частотой 175Гц значительно уменьшает отрывную зону и обеспечивает улучшение характеристик течения и турбулентности на выходе из этого диффузора, приближая их к значениям соответствующих параметров у исходного диффузора. Результат получен впервые.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Vasiliev V.I., Volkov D.V., Zaitsev S.A. Lyubimov D.A. Numerical Simulation of Channel Flows by a One-Equation Turbulence Model // Trans. ASME J. Fluid Eng. – 1997. – V.119. – P.885-892.
2. **Васильев В.И., Волков Д.В., Любимов Д.А. Использование однопараметрической дифференциальной модели турбулентности в**

численных расчетах с помощью уравнений Навье-Стокса // ТВГ. – 1998. – Т.36. – №1. – С.65-73.

3. Birch S.F., Lyubimov D.A., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya. Numerical Modeling Requirements for Coaxial and Chevron Nozzle Flows. // AIAA P. – 2003. – №3287.

4. Birch S.F., Lyubimov D.A., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya. Accuracy Requirements of Flow Inputs for Jet Noise Prediction Codes. // AIAA P. – 2004. – №2934.

5. Khritov K.M., Kozlov V.Ye., Krashennnikov S.Yu., Lebedev A.B., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Mironov A.K., Reent K.S., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya. and Birch S.F. On the prediction of turbulent jet noise using traditional aeroacoustic methods. // Int. J. Aeroacoustics. –2005. – V.4. – №3&4. – P.289-324.

6. Birch S.F., Lyubimov D.A., Buchshtab P.A., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya. Jet-pylon interaction effects. // AIAA P. – 2005. – №3082.

7. Birch S.F., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Secundov A.N. Noise Prediction for Chevron Nozzle Flows. // AIAA P. – 2006. – №2602.

8. Birch S.F., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya. A RANS based Jet Noise Prediction Procedure. // AIAA P. – 2007. – №3727.

9. Birch S.F., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Secundov A.N., Yakubovsky K. Ya. Coaxial Nozzles with Deflected Fan Flows. // AIAA P. – 2008. – №3066.

10. Секундов А.Н., Лебедев А.Б., Любимов Д.А. Некоторые проблемы описания сложных турбулентных течений с помощью двухпараметрических моделей. «Проблемы современной механики: к 85-летию со дня рождения академика А.А. Черного. [Сборник]. Под ред. А.А. Бармина. М.: Изд-во Моск. Ун-та; Изд-во «Омега-Л», 2008. – 639с. С.492-507.

11. Birch S.F., P. A. Bukshtab P.A., Khritov K.M., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Secundov A.N., Yakubovsky K. Ya. The Use of Small Air Jets to Simulate Metal Chevrons. // AIAA P. – 2009. – №3372.

12. Козлов В.Е., Любимов Д.А., Секундов А.Н, Спаларт Ф.Р. Трансверсальное распространение турбулентности в пограничном слое. // Изв. АН СССР. МЖГ. – 1998. – №3. – С.77-84.

13. Берч С.Ф., Лебедев А.Б., Любимов Д.А., Секундов А.Н. Моделирование трехмерных струйных и погранслойных течений. // Изв. РАН. МЖГ. – 2001. – №5. – С.48-63.

14. Khritov K.M., Lyubimov D.A., Maslov V.P., Mineev B.I., Secundov A.N., Birch S.F. Three-dimensional wall Jets: experiment, theory and application. // AIAA P. – 2002. – №0732.

15. Volkov D.V., Belokon A.A., Lyubimov D.A., Zakharov V.M. Flamelet Model of NO_x in a Diffusion Flame Combustor. // ASME P. 2000. № GT-99.

16. Volkov D.V., Belokon A.A., Lyubimov D.A., Zakharov V.M. Numerical Analysis of NO_x Formation in a Diffusion Flame Combustor Based on a Flamelet Model. // ASME P. 2001. №GT-68.

17. Volkov D.V., Belokin A.A., Lyubimov D.A., Zakharov V.M. Flamelet Model of NO_x in a Diffusion Flame Combustor. // Trans. ASME. J. Fluid Eng.– 2001.– V. 123. – P. 774-778.
18. Lebedev A. B., Lyubimov D.A., Maslov., Mineev B.I., Secundov A. N. The prediction of three-dimensional jet flows for noise applications. // AIAA P. – 2002. –№2422.
19. McLean J.D., Козлов В.Е., Любимов Д.А., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Сопротивление и особенности течения около небольших уступов, погруженных в турбулентный пограничный слой. // Аэромеханика и газовая динамика. – 2002. – №2. – С.16-30.
20. Козлов В.Е., Лебедев А.Б., Любимов Д.А., Секундов А.Н. Некоторые особенности турбулентного течения в кромоном вихре. // Изв. РАН. МЖГ. –2004. – №1. – С.78-85.
21. Корецкий В.В., Любимов Д.А. Модифицированный метод приближенной факторизации для расчета потенциальных пространственных течений в каналах. // ЖВМ и МФ. – 1990. –Т.30. –№10. – С.1553-1570.
22. Любимов Д.А. Эффективный метод расчета пространственного обтекания воздухозаборников на околосвуковых скоростях. // ЖВМ и МФ. – 1991, – т.31, – №9. – С.1355-1368.
23. Любимов Д.А. Возможности использования прямых методов для численного моделирования турбулентных струй. // Аэромеханика и газовая динамика. – 2003. – №3. – С.14-20.
24. Любимов Д.А. Разработка и применение эффективного RANS/ILES метода для расчета сложных турбулентных струй. // ТВТ. – 2008. – Т.46. – №2. – С. 271-282.
25. Любимов Д.А. Разработка и применение метода высокого разрешения для расчета струйных течений методом моделирования крупных вихрей. // ТВТ. 2012. Т. 50. № 3. С. 450-466.
26. Cheprasov S.A., Lyubimov D.A., Secundov A.N., Yakubovsky K.Ya., Birch S.F. Computational Modeling of the Flow and Noise for 3-D Exhaust Turbulent Jets // Proceedings of the Sixth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD6, St Petersburg, Russia, on July 12-16, 2010 Kuzmin, A. (Ed.) 1st Edition., 2011, 954 p. P. 903-908.
27. Чепрасов С.А., Любимов Д.А., Секундов А.Н., Якубовский К.Я. Расчетное моделирование потока и шума трехмерной реактивной выхлопной струи. В сб. «Современные научные проблемы и технологии в гражданской авиации. 20 лет сотрудничества ученых России и компании Boeing (1993-2013)» /Филиал корпорации «Боинг Раша Инк.» (США); Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). М.: Наука, 2013. – 300с.С. 50-56.
28. Любимов Д.А., Секундов А.Н. Применение элементов прямого численного моделирования для анализа влияния геометрии сопла и режима истечения на характеристики турбулентности околосвуковых выхлопных струй // Труды ЦИАМ № 1341. Теоретическая и прикладная газовая

- динамика. Т.1. Под. Ред. С.Ю. Крашенинникова. М., Торус пресс. 2010. С.149-170.
29. Любимов Д.А. Возможности метода крупных вихрей для расчета турбулентных струй. // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011, №4(3). С. 948-950.
30. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Применение RANS/ILES метода высокого разрешения для исследования сложных турбулентных струй // Уч. зап. ЦАГИ. 2014. №2
31. Любимов Д.А. Исследование с помощью комбинированного RANS/ILES-метода влияния геометрии сопла и режима истечения на характеристики турбулентности выхлопных струй. // ТВТ. 2009 . Т. 47. № 3. С. 412-422.
32. Бендерский 2012 Л.А., Любимов Д.А.. Применение технологии высокого разрешения, основанной на методе LES, для расчета течения и шума сложных турбулентных струй. Четвертая всероссийская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике. 17-22-сентября 2012г. г. Светлогорск, Калининградская область. Сб. тезисов. С. 33-37.
33. Крашенинников С.Ю., Любимов Д.А., Миронов А.К., Пудовиков Д.Е., Токталиев П.Д. Примеры вычислительного моделирования сложных турбулентных течений и сопутствующих проблем. // Уч. зап. ЦАГИ. 2014. №2
34. Любимов Д.А. Исследование влияния пилона и крыла с закрылками на течение в выхлопной струе двухконтурного турбореактивного двигателя методом моделирования крупных вихрей. // ТВТ. 2013. Т. 51. № 1. С. 120-137.
35. Захаров Д.Е., Любимов Д.А., Маслов В.П., Миронов А.К., Секундов А.Н.. Экспериментальное и расчетное исследование Эффектов взаимодействия струи с закрылками. Четвертая всероссийская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике. 17-22-сентября 2012г. г. Светлогорск, Калининградская обл. Сб. тезисов. С. 75-81.
36. Semiletov V.A., Karabasov S. A., Lyubimov D. A., Georgy A. Faranosov G.A., Kopiev V.F. On the Effect of Flap Deflection on Jet Flow for a Jet-Pylon-Wing Configuration: Near-Field and Acoustic Modelling Results. // AIAA P. 2013. № 2215.
37. Semiletov V., Karabasov S., Lyubimov D.A., Faranosov G.A., Victor F. Kopiev V.F., Investigation of Noise Sources for a Jet-Pylon-Wing-Flap Interaction Problem // in Proceedings of the XXXIV Iberian Latin-American Congress on Computational Methods in Engineering (CILAMCE 2013) Z.J.G.N Del Prado (Editor), ABMEC, Pirenópolis, GO, Brazil, Nov. 10-13, 2013. Pap. №287.
38. Кашкин Ю.Ф., Коновалов А.Е., Крашенинников С.Ю., Любимов Д.А., Пудовиков Д.Е., Степанов В.А. Экспериментальное и расчетное исследование особенностей течения с отрывом потока в дозвуковых диффузорах. // МЖГ. 2009. № 4. С. 90-99.
39. Кашкин Ю.Ф., Коновалов Ф.Е., Крашенинников С.Ю., Любимов Д.А., Панова О.И, Пудовиков Д.Е., Степанов В.А., Торохов В.А. Исследование

пространственных течений в диффузорных каналах. // ТВФ. 2009. Т. 83. № 1(694). С. 65-70.

40. Любимов Д.А. **Применение комбинированного RANS/ILES-метода для исследования отрывных пространственных турбулентных течений в криволинейных диффузорах.** // ТВТ. 2010. Т. 48. № 2. С. 279-289.

41. Любимов Д.А. Использование элементов прямого численного моделирования для исследования отрывных пространственных течений в криволинейных диффузорах. // Труды ЦИАМ № 1341. Теоретическая и прикладная газовая динамика. Т.1. Под. Ред. С.Ю. Крашенинникова. М., Торус пресс. 2010. С.206-226.

42. Кашкин Ю.Ф., Коновалов А.Е., Крашенинников С.Ю., Любимов Д.А., Пудовиков Д.Е., Степанов В.А. Расчетно-экспериментальное исследование течений с отрывом потока в околосзвуковых диффузорах. // Труды ЦИАМ № 1341. Теоретическая и прикладная газовая динамика. Т.1. Под. Ред. С.Ю. Крашенинникова. М., Торус пресс. 2010. С. 171-189.

43. Кашкин Ю.Ф., Любимов Д.А., Макаров А.Ю., Пудовиков Д.Е., Торохов С.А. Численное и экспериментальное исследование применения синтетических струй для управления течениями в пространственных каналах. // Труды ЦИАМ № 1341. Теоретическая и прикладная газовая динамика. Т.1. Под. Ред. С.Ю. Крашенинникова. М., Торус пресс. 2010. С. 190-205.

44. Любимов Д.А. **Исследование влияния струй с нулевым массовым расходом на течение в криволинейном диффузоре.** // ТВТ. 2011. Т. 49. № 4. С. 557-567.

45. Makarov A.Yu., Lyubimov D.A., Stepanov V.A., Pudovikov D.E., Krasheninnikov S.Yu., Toktaliev P.D., Torohov S.A., Kaskin Yu.F. Numerical and experimental modeling of active flow control methods for spatial diffusers ducts. // EUCASS. 2011. Pap. № 1207-1905-1-RV.

46. Lyubimov D., Makarov A., Potekhina I. Experimental and numerical research of unsteady flow in curvilinear channel with active flow management using “synthetic” jets. // 28th ICAS. Sept. 23-28. 2012. Brisbane. Pap. № 932.

47. Lyubimov D.A., Potekhina I.V. Investigation of Capabilities Synthetic Jets Application for Active Flow Control in Diffuser Ducts with Flow Separation Using High Resolution RANS/ILES – method. // EUCASS. 2013. Pap. №80.

Подписано в печать 29.04.2014. Бумага офсетная. Печать офсетная. Усл. печ. л. 2,0.
Тираж 100 экз. Зак. 444.

Типография ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»