

На правах рукописи

НИКОЛАЕВ Максим Александрович

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСЗВУКОВЫХ
ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ ВЯЗКОГО ГАЗА В ПРОТОЧНЫХ
ЧАСТЯХ ТУРБОМАШИН НА ОСНОВЕ CUSP СХЕМЫ

Специальность 01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Санкт-Петербург - 2006

Работа выполнена на кафедре гидроаэродинамики ГОУ ВПО "Санкт-Петербургский государственный политехнический университет"

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор Смирнов Евгений Михайлович

Официальные оппоненты: доктор технических наук,
профессор Емельянов Владислав Николаевич

кандидат физико-математических наук,
доцент Шур Михаил Львович

Ведущая организация: Физико-технический Институт им. А.Ф.Иоффе

Защита состоится « » _____ 2006 года в _____ часов на заседании диссертационного совета Д 212.229.07 в ГОУ ВПО "Санкт-Петербургский государственный политехнический университет" по адресу: 195251, Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29, корпус 1, кафедра гидроаэродинамики.

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ГОУ ВПО "Санкт-Петербургский государственный политехнический университет".

Автореферат разослан « » _____ 2006 года.

Ученый секретарь диссертационного совета,
кандидат физико-математических наук,
доцент

Зайцев Д.К.

Общая характеристика работы

Актуальность проблемы

Исследование и инженерный анализ сложных течений вязкого газа методами численного моделирования приобрели в последнее время широкое распространение. Это связано как с разработкой эффективных численных методов, так и с развитием высокопроизводительных ЭВМ.

Одним из важных аспектов численного моделирования является сравнение результатов вычислений с данными эксперимента. Совершенствование численных методов и исследование диапазона их применимости – актуальная задача, успешное решение которой может происходить только во взаимодействии с экспериментом. В ряде случаев численное моделирование способно заменить эксперимент, однако в большинстве случаев они дополняют друг друга.

Применительно к проточным частям турбомашин проведение измерений связано с определенными трудностями, в частности, с высокими требованиями к разрешающей способности аппаратуры или большими размерами исследуемых моделей, что обуславливает высокую стоимость проведения экспериментов. В связи с этим численное моделирование имеет большое значение для практического применения.

В проточных частях турбомашин часто реализуются трансзвуковые режимы течения, особую важность при численном моделировании которых приобретает способ аппроксимации конвективных потоков в уравнениях Навье-Стокса. Главные требования, предъявляемые к методам аппроксимации конвективных слагаемых, заключаются в обеспечении возможности достаточно точно разрешать ударные волны на небольшом числе внутренних точек, отсутствии осцилляций в их окрестности и экономичности схемы.

Указанными свойствами обладают методы, основанные на использовании решения задачи Римана о распаде разрыва. Среди них особенное распространение получил метод Роу, использующий решение линеаризованной задачи Римана. Однако схема Роу содержит большое количество матричных операций и требует больших вычислительных ресурсов, особенно при проведении трехмерных расчетов. Удачной альтернативой является, предложенная Джемесоном, CUSP (Convective Upwind Split Pressure) схема, которая используя идеи, заложенные в схеме Роу, не уступает ей по качеству получаемых решений и является гораздо более экономичной.

Цели работы

Определены следующие цели и задачи работы:

- разработка и реализация трехмерной версии CUSP схемы в сочетании с методом масштабирования сжимаемости для расчетов трансзвуковых течений на основе базового программного комплекса SINF, развиваемого сотрудниками кафедры гидроаэродинамики СПбГПУ;

- проведение ряда методических расчетов с целью определения возможностей реализованного алгоритма по разрешению ударных волн и пограничных слоев;
- проведение параметрических расчетов турбулентных течений в осерадиальных диффузорах включая случаи с локальным тангенциальным вдувом, трехмерных трансзвуковых течений в модели выхлопного патрубка паровой турбины, а также трехмерного течения в трансзвуковой турбинной решетке.

Научная новизна работы

1. Впервые численный метод, основанный на использовании обобщенной на трехмерный случай CUSP схемы второго порядка точности и метода масштабирования сжимаемости, применен к численному анализу широкого круга трансзвуковых и дозвуковых течений вязкого газа в проточных частях турбомашин, включая параметрические исследования и большой объем тестовых расчетов. Показана высокая эффективность развитого численного метода.

2. Применительно к канонической задаче развития ламинарного сверхзвукового пограничного слоя на пластине детально сопоставлено численное, сошедшее по сетке решение уравнений Навье-Стокса с известным автомодельным решением уравнений пограничного слоя; определены количественные расхождения, обусловленные эффектами неавтомодельности в окрестности передней кромки пластины.

3. В дополнение к известным экспериментальным результатам для интегральных потерь давления в осерадиальных диффузорах, на стенках которых организуется достаточно интенсивный тангенциальный вдув, получены расчетные данные по полям турбулентного течения, позволяющие глубже понять положительные и негативные эффекты вдува.

4. Впервые выполнено численное моделирование трехмерного турбулентного трансзвукового течения газа в выхлопном патрубке паровой турбины; показано хорошее согласование расчетного коэффициента потерь с экспериментальными данными, включая случаи образования сверхзвуковых зон при повышенных значениях входного числа Маха.

5. Получены расчетные данные по полям существенно трехмерного течения в трансзвуковой турбинной решетке. Выполнен анализ структуры вторичных течений и выявлены причины формирования области больших потерь давления, прилегающей к стороне разрежения лопатки.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных численных результатов обосновывается сопоставлением результатов расчетов с данными теории и/или экспериментов для ряда модельных и тестовых задач, и предыдущей верификацией использованного программного комплекса. Все расчеты выполнены с применением метода

пространственной дискретизации второго порядка точности на сетках, обеспечивающих получение сошедшегося по сетке решения.

Практическая ценность работы

Практическая значимость диссертационной работы состоит в следующем:

- программный комплекс SINF дополнен возможностью численного моделирования вязких трехмерных трансзвуковых течений газа, что существенно расширяет область применимости комплекса, в том числе и на течения в проточных частях турбомашин;
- проведена верификация реализованного метода путем расчета базовых тестовых задач; сравнение полученных данных с расчетными и экспериментальными результатами других авторов показали достоверность данных, полученных в работе;
- развитая и протестированная на случае дозвукового течения методика расчета потерь давления в осерадиальных диффузорах может быть использована для выбора оптимальных параметров управляющего тангенциального вдува в случае трансзвуковых режимов, получение экспериментальных данных для которых сопряжено с большими затратами;
- по результатам численного моделирования трехмерного турбулентного трансзвукового течения газа в выхлопном патрубке паровой турбины предложена и обоснована модификация формы и положения дефлектора, позволяющая существенно уменьшить интенсивность волновых явлений и потерь в патрубке укороченной длины.

Апробация работы

Основные результаты работы докладывались на российских и международных конференциях и семинарах: международной научно-технической конференции “Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования” (Харьков, Украина, 2000); XIII школе-семинаре молодых ученых и специалистов под руководством акад. РАН А.И. Леонтьева “Физические основы экспериментального и математического моделирования процессов газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках” (С.-Петербург, 2001); V Европейской конференции по турбомашинам (Прага, Чехия, 2003); XIV школе-семинаре молодых ученых и специалистов под руководством акад. РАН А.И. Леонтьева “Процессы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках” (Рыбинск, 2003).

Публикации по теме диссертации

Основные результаты работы изложены в шести научных публикациях.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 129 наименований и приложения. Работа изложена на 177 страницах машинописного текста, включая 7 таблиц и 76 рисунков.

Содержание работы

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы исследования, ее научное и практическое значение, сформулированы основные задачи работы.

Первая глава диссертации посвящена обзору методов численного моделирования трансзвуковых течений. В разделе 1.1 дается общая классификация численных схем для моделирования такого рода течений, в рамках которой схемы делятся на противопоточные и схемы с искусственной диссипацией.

В разделе 1.2 на примере одномерных уравнений Эйлера описываются некоторые современные противопоточные схемы. В частности, рассматриваются методы расщепления векторов потоков Стегера-Уорминга и Ван Лира, в которых для аппроксимации пространственных производных используются односторонние разности, расписываемые с учетом направления распространения малых возмущений. Рассматриваются также метод Годунова и приближенные методы решения задачи Римана: метод Ошера и метод Роу. Отмечается, что последний является особенно привлекательным, поскольку допускает возможность разрешения ударных волн с единственной внутренней точкой.

Раздел 1.3 посвящен обзору центрально-разностных методов, в которые для повышения устойчивости добавляется численная диссипация. Рассматриваются различные способы введения численной диссипации. Так в схемах, в которых временная и пространственная дискретизации проводятся одновременно, численная диссипация возникает за счет дискретизации производной по времени. Тем не менее, величина этой диссипации оказывается недостаточной, что приводит к возникновению осцилляций в областях больших градиентов. Для их подавления в схему вводится специально сконструированный дополнительный диссипативный поток – искусственная диссипация, действие которой аналогично действию физической вязкости. Дискретизация пространственных и временных производных может производиться и независимо. В этом случае численный поток записывается в виде

$$\vec{f}_{j+1/2}^* = \frac{1}{2}(\vec{f}_j + \vec{f}_{j+1}) - \vec{d}_{j+1/2}, \quad (1)$$

где \vec{f}_j - вектор потоков в центре расчетной ячейки, $\vec{d}_{j+1/2}$ - диссипативный поток на грани между ячейками j и $j+1$. По причине отсутствия естественного механизма возникновения численной диссипации возникает необходимость конструирования искусственного диссипативного потока $\vec{d}_{j+1/2}$.

Концепция искусственной диссипации получила удачное развитие в последнее десятилетие. Рассматриваемая в конце раздела 1.3 CUSP схема сочетает в себе точность, присущую противопоточным схемам, и экономичность схем с численной диссипацией [Jameson, A., Int. J. Num. Meth. Fluids, 1995, v. 20, pp. 743-776]. Диссипативный поток CUSP схемы определяется как суперпозиция разностей векторов консервативных переменных ($\bar{w} = (\rho \quad \rho u \quad \rho E)^T$) и векторов потоков

$$\bar{d}_{j+1/2} = \frac{1}{2}(\alpha^* \tilde{c})_{j+1/2}(\bar{w}_{j+1} - \bar{w}_j) + \frac{1}{2}\beta_{j+1/2}(\bar{f}_{j+1} - \bar{f}_j), \quad (2)$$

где \tilde{c} - скорость звука, рассчитанная на основе переменных Роу [Roe, P.L. J. Comp. Phys., 1981, v. 43, pp. 357-372]. Коэффициенты CUSP схемы α^* и β определяются из условия разрешения схемой ударной волны с единственной внутренней точкой

$$\alpha^* \tilde{c} = \begin{cases} |\tilde{u}|, & \beta = 0 \\ -(1+\beta)\tilde{\lambda}^-, & \beta > 0, \quad 0 < \tilde{M} < 1 \\ (1-\beta)\tilde{\lambda}^+, & \beta < 0, \quad -1 < \tilde{M} < 0 \\ 0, & |\tilde{M}| \geq 1 \end{cases}, \quad \beta = \begin{cases} +\max\left(0, \frac{(\tilde{u} + \tilde{\lambda}^-)}{(\tilde{u} - \tilde{\lambda}^-)}\right), & 0 < \tilde{M} < 1 \\ -\max\left(0, \frac{(\tilde{u} + \tilde{\lambda}^+)}{(\tilde{u} - \tilde{\lambda}^+)}\right), & -1 < \tilde{M} < 0 \\ \text{sgn}(\tilde{M}), & |\tilde{M}| \geq 1 \end{cases}, \quad (3)$$

где \tilde{u} - осредненная по Роу скорость на грани ячейки, $\tilde{M} = \tilde{u}/\tilde{c}$ - число Маха, $\tilde{\lambda}^\pm = \tilde{u} \pm \tilde{c}$ - собственные числа матрицы Роу. Это достигается за счет того, что в сверхзвуковых областях течения коэффициенты схемы таковы, что численный поток вычисляется по противопоточной схеме, а также за счет определенной связи коэффициентов α^* и β в области $1/2 \leq |\tilde{M}| \leq 1$.

Равенство коэффициента β нулю в области $|\tilde{M}| \leq 1/2$, имеет следствием центрально-разностную аппроксимацию составляющей потока с давлением. Выбор коэффициента α^* в этой области пропорциональным модулю числа Маха обусловлен требованием низкого уровня диссипации в окрестности точки торможения, что является привлекательным свойством при расчете вязких течений

Рассмотренная стандартная CUSP схема не обладает свойством сохранения полной энтальпии в стационарном невязком потоке. Этот недостаток может быть устранен введением в (2) вместо вектора консервативных переменных модифицированного вектора состояния

$$\bar{w}_h = (\rho \quad \rho u \quad \rho H)^T. \quad (4)$$

В этом случае коэффициенты α^* и β , как и раньше, определяются по формулам (3) с использованием модифицированных собственных значений [Jameson, A., Comp. Fluid Dyn., 1995, v. 5, pp. 1-38]. Два рассмотренных варианта CUSP схемы именуется как E-CUSP и H-CUSP схемы.

В разделе 1.4 рассмотрены вопросы, связанные с повышением порядка точности дискретизации по пространству. В частности, рассматривается MUSCL подход по-

строения схем повышенного порядка аппроксимации за счет интерполяции консервативных переменных. Также обсуждаются проблемы возникновения осцилляций в окрестности экстремумов газодинамических переменных и методы их подавления. Отмечается, что использование LED (Local Extremum Diminishing) схем гарантирует отсутствие осцилляций. Концепция LED схем специально разрабатывалась с учетом ее обобщения на случай многомерных течений, ее применение приводит к необходимости введения в интерполяционные формулы ограничителя специального вида, действие которого приводит к понижению порядка точности до первого в окрестности экстремумов консервативных переменных. Приведена форма мягкого ограничителя, который позволяет сохранить повышенный порядок точности на гладких экстремумах. Наконец производится построение CUSP схемы повышенного порядка точности с использованием MUSCL подхода и LED ограничителя.

В разделе 1.5 производится обзор методов регуляризации уравнений Эйлера, использующихся с целью снижения жесткости, которую приобретают уравнения при малых скоростях потока. Рассмотрены метод искусственной сжимаемости и метод масштабирования сжимаемости.

Во второй главе излагаются математическая модель (раздел 2.1) и численный метод, на основе которых были проведены расчеты в рамках настоящей работы. Моделирование трансзвуковых турбулентных течений проводилось на основе осредненных по Рейнольдсу полных трехмерных уравнений Навье-Стокса, в рамках модели совершенного ньютоновского газа и с учетом зависимости вязкости от температуры. Расчеты на сетках, согласованных с границами расчетной области проводились с использованием программного “конечно-объемного” комплекса (ПК) SINF, разработанного на кафедре гидроаэродинамики СПбГПУ под руководством проф. Е.М. Смирнова, и дополненного автором возможностью моделирования трансзвуковых течений по H-CUSP схеме.

Раздел 2.2 посвящен вопросам использования моделей турбулентности: низкорейнольдсовой модели Спаларта-Аллмараса и высокорейнольдсовой $k - \varepsilon$ модели с поправкой Като-Лаундера и модифицированными пристенными функциями.

В разделе 2.3 описываются методы дискретизации конвективных и вязких потоков. Дискретизация невязких потоков осуществляется по H-CUSP схеме второго порядка точности. Подробно описывается способ ее обобщения на трехмерный случай. Дискретизация вязких потоков использует центрально-разностную схему второго порядка точности.

В разделе 2.4 рассмотрены построение неявной схемы и дискретизация стабилизирующего оператора. Для получения стационарного решения используется неявный метод установления по псевдовремени в дельта-форме. Решение неявной системы матричных уравнений проводится методом приближенной факторизации. При дис-

кретизации неявного оператора используется метод расщепления матрицы коэффициентов или схема со скалярной диссипацией. Ускорение сходимости к стационарному решению достигается введением локального шага по псевдвремени. В качестве метода регуляризации используется метод масштабирования сжимаемости [Стрелец М.Х., Шур М.Л., Журн. вычисл. мат. и мат. физ., 1988, Т. 28, №2, С. 254-266], который в данной работе был несколько модифицирован путем введения в регуляризованную матрицу перехода дополнительного параметра - контролирующего влияние поля температуры на динамические характеристики потока. Это оказывается полезным для улучшения скорости сходимости при расчете слабосжимаемых потоков, где зависимость характеристик течения от температуры ослабляется по сравнению с потоками с умеренными числами Маха.

В разделе 2.5 описываются возможности ПК SINF по численному моделированию

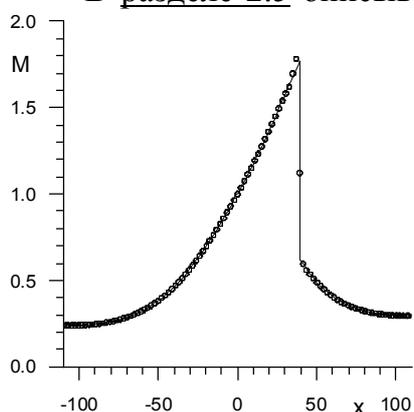


Рис. 1. Осредненное по сечению число Маха двумерного течения в сопле Лавалья, рассчитанное по H-CUSP схеме

с использованием блочно-структурированных сеток.

В третьей главе рассматриваются результаты методических и тестовых расчетов. Начальное тестирование CUSP схемы проведено при расчете невязкого течения в сопле Лавалья (раздел 3.1). Длина сопла выбрана много больше его характерной ширины, что позволяет сравнить полученное решение двумерных уравнений Эйлера с известным аналитическим решением квазиодномерной задачи. Рассмотрен нерасчетный режим течения, при котором в диффузорной части сопла “садится” скачок уплотнения.

Расчеты проводились по CUSP схемам в E- и в H-формах на сетке 100×20 узлов. Результаты расчетов по H-CUSP схеме осредненного по сечению числа Маха приведены на рисунке 1. Численное решение хорошо согласуется с решением квазиодномерной задачи, показанным на рисунке сплошной кривой. Скачок разрешается с единственной внутренней точкой. Расчеты также показали, что E-CUSP схема приводит к значительным отклонениям полной температуры от ее постоянного значения в окрестности скачка, тогда как при расчетах по H-CUSP схеме полная энтальпия всюду постоянна.

В разделе 3.2 рассмотрено внешнее невязкое обтекание профиля NACA-0012 потоком с числом Маха на бесконечности равным 0.8, под углом атаки - 1.25° . Расчеты проводились на трех симметричных относительно хорды профиля O-сетках: 161×42 , 321×84 , 641×168 узлов. Внешней границей области являлась окружность радиуса, превышающего хорду профиля в 100 раз. Для данных условий реализуется режим те-

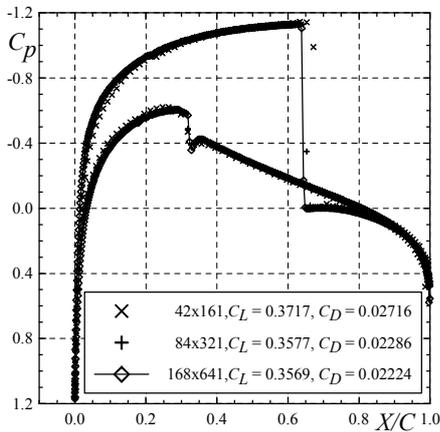


Рис. 2. Распределение коэффициента давления вдоль профиля NACA-0012

На рисунке 2 показано распределение коэффициента давления вдоль профиля. Наблюдается хорошее разрешение сильного и слабого скачков уплотнений на всех трех сетках. Здесь же приведены расчетные значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления. Сетка 84×321 узел обеспечивает практически сошедшееся по сетке решение. Полученные значения коэффициентов C_L и C_D хорошо согласуются с данными других авторов [Swanson, R., Radespiel, R., Turkel, E., AIAA-Paper, 1997-1945, pp. 580-598], где аналогичные расчеты по CUSP схеме на еще более мелкой сетке дали значения $C_L = 0.3582$, $C_D = 0.02278$.

В разделе 3.3 представлены результаты расчета ламинарного сверхзвукового пограничного слоя на продольно обтекаемой адиабатической пластине. При значениях входного числа Маха M_{in} равном 2, в окрестности носика пластинки образуется скачок уплотнения. В рамках первой постановки задачи, вверх по потоку от передней кромки пластины была расположена небольшая область, в пределах которой течение приспособливается к обтеканию пластины. Проведена серия расчетов на сетках 121×61 , 121×121 и 241×121 узлов при числе $Re = 10^5$. Оказалось, что даже в конце

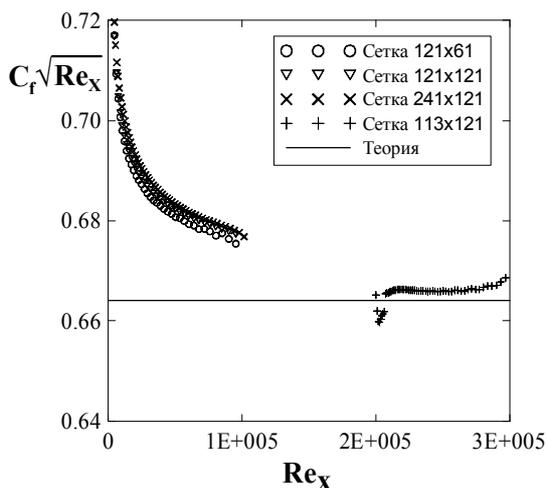


Рис. 3. Распределения коэффициента трения вдоль поверхности пластины в ламинарном потоке при $M_{in} = 2$: $Re_x < 10^5$ – расчеты по первой постановке; $Re_x > 2 \cdot 10^5$ – расчеты по второй постановке

числения, при котором на верхней стороне профиля «садится» сильный скачок уплотнения, а на нижней – слабый.

пластины отличие коэффициента трения от значения, предсказываемого теорией сжимаемого пограничного слоя, составляет порядка 2.5% для всех сеток (рис. 3). Таким образом, измельчение сетки не обеспечило сходимости решения к данным теории пограничного слоя. Причина подобного поведения численного решения уравнений Навье-Стокса заключается в неавтономности течения, возникшей за счет эффектов, проявляющихся вблизи передней кромки пластины. Для устранения эффектов неавтономности задача была сформулирована в другой постановке: на входе в расчетную область (уже не содержащей носика пластины) задавались распределения параметров, полу-

На рисунке 2 показано распределение коэффициента давления вдоль профиля. Наблюдается хорошее разрешение сильного и слабого скачков уплотнений на всех трех сетках. Здесь же приведены расчетные значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления. Сетка 84×321 узел обеспечивает практически сошедшееся по сетке решение. Полученные значения коэффициентов C_L и C_D хорошо согласуются с данными других авторов [Swanson, R., Radespiel, R., Turkel, E., AIAA-Paper, 1997-1945, pp. 580-598], где аналогичные расчеты по CUSP схеме на еще более мелкой сетке дали значения $C_L = 0.3582$, $C_D = 0.02278$.

ченные из теории сжимаемого пограничного слоя и соответствующие значению локального числа Рейнольдса $Re_x = 2 \cdot 10^5$. Расчет проведен при числе Рейнольдса пластины $Re = 10^5$ (до $Re_x = 3 \cdot 10^5$). В этом случае наблюдается прекрасное согласие расчетного и теоретического коэффициентов трения (рис. 3).

В разделе 3.4 приведены результаты расчетов турбулентного пограничного слоя на продольно обтекаемой пластине. Расчетная сетка аналогична использовавшейся при моделировании ламинарного пограничного слоя в первой постановке.

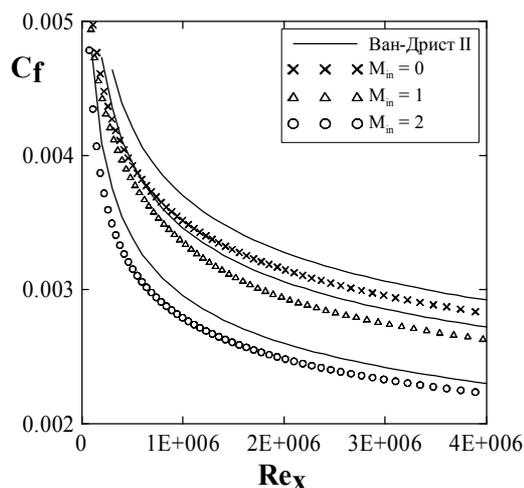


Рис. 4. Распределения коэффициента трения вдоль поверхности пластины при различных числах Маха набегающего турбулентного потока

экспериментальными данными института фон Кармана (Бельгия) для разных выходных чисел Маха, включая сверхзвуковые режимы ($M_{3,is} = 0.70 \div 1.44$). В зависимости от числа Маха, варьировалось и число Рейнольдса ($Re_3 = u_3 C / \nu_3 = 5 \cdot 10^5 \div 1.5 \cdot 10^6$).

Были проведены три серии расчетов: расчеты ламинарного течения на исходной (11 000 узлов) и измельченной сетках (43 000 узлов), а также расчет турбулентного течения по модели Спаларта-Аллмараса на исходной сетке. В указанном диапазоне

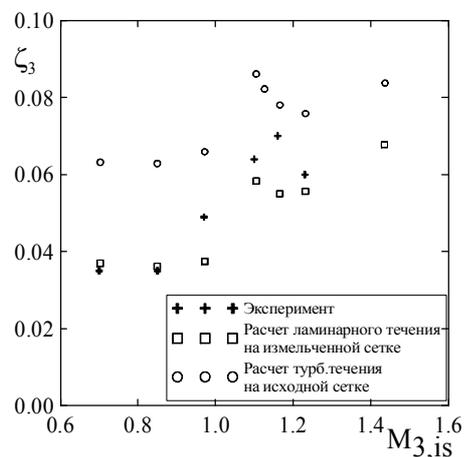


Рис. 5. Зависимость коэффициента потерь энергии от адиабатического числа Маха в выходном сечении

чисел Маха реализуются картины течения как без ударных волн, так и с системой ударных волн. В последнем случае в межлопаточном канале образуется система из трех скачков уплотнения: в области задней кромки лопатки и в горле решетки. В области взаимодействия последнего скачка уплотнения со спинкой лопатки образуется “отрывной пузырь”.

Значения коэффициента восстановления оказываются лежащими внутри интервала, определенного экспериментами: $0.86 \div 0.90$.

В разделе 3.5 представляются результаты расчетов двумерного обтекания решетки турбинных лопаток в сопоставлении с

расчетами ламинарного течения на исходной сетке. В указанном диапазоне чисел Маха реализуются картины течения как без ударных волн, так и с системой ударных волн. В последнем случае в межлопаточном канале образуется система из трех скачков уплотнения: в области задней кромки лопатки и в горле решетки. В области взаимодействия последнего скачка уплотнения со спинкой лопатки образуется “отрывной пузырь”.

На рисунке 5 коэффициенты потерь энергии, рассчитанные для ламинарного и турбулентного режимов течений сравниваются с данными эксперимента. Видно, что для дозвуковых течений

коэффициент потерь, вычисленный для турбулентного режима обтекания, сильно завышен по сравнению с экспериментальными данными, тогда как коэффициент потерь, соответствующий ламинарному режиму, очень близок к экспериментальным значениям. Для сверхзвуковых режимов экспериментальные значения коэффициента потерь оказываются между значениями, соответствующими ламинарному и турбулентному режимам. Это означает, что дозвуковые режимы обтекания в действительности являются ламинарными, тогда как в сверхзвуковых режимах поток турбулизуется, очевидно, вследствие образования “отрывного пузыря” при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем на спинке лопатки. В расчетах модель турбулентности Спаларта-Аллмараса дает более ранний переход, что приводит к завышению коэффициента потерь. Более точное моделирование турбулентного, а, фактически, переходного режима обтекания для данного течения требует использования моделей, более точно описывающих явления ламинарно-турбулентного перехода.

В главе 4 рассматриваются результаты расчетов пространственных турбулентных течений в диффузорах и межлопаточных каналах турбомашин. В разделе 4.1 исследуется влияние радиуса поворота обечайки осерадиальных диффузоров на коэффициент полных потерь, а также чувствительность полных потерь к условиям втекания в диффузор. Рассчитано течение в трех диффузорах с различными геометрическими характеристиками. Расчеты выполнены с использованием модели турбулентности Спаларта-Аллмараса на многоблочных сетках порядка 15 000 ячеек с различной конфигурацией предвключенного участка: с предшествующим конфузуром и прямым предшествующим участком. Результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными по полным потерям, полученными в ЦКТИ им. И.И. Ползунова.

Первая серия расчетов проведена для диффузоров 1 и 2 с предшествующими конфузуром (ПК-серия). При всех режимах течения в диффузорах 1 и 2 образуются две отрывные зоны: в районе обтекателя и за обечайкой, причем последняя зона доходит до выходного сечения диффузора. Ширина отрывной зоны у диффузора 1 больше, чем у диффузора 2, т.е., в соответствие с общими представлениями, отрывная

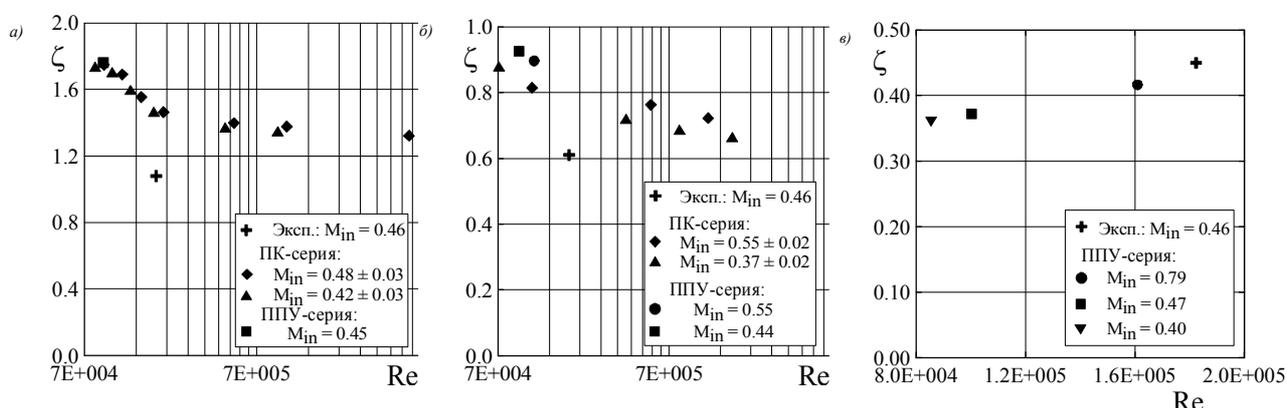


Рис. 6. Полные потери в диффузорах 1 (а, $R_2 = 9\text{мм}$), 2 (б, $R_2 = 20.5\text{мм}$) и 3 (в, $R_2 = 32\text{мм}$)

зона тем больше, чем меньше радиус обвода обечайки (R_2). Соответственно, это называется и на полных потерях, которые тем больше, чем меньше радиус обвода обечайки (рис. 6).

При сравнении полных потерь с экспериментальными данными для диффузоров 1 и 2 с предшествующим конфузуром расхождение составляет около 30%. Полные потери убывают с ростом числа Re , при этом точка отрыва потока от обечайки смещается вниз по потоку. Для диффузора 1 при достижении числом Re значения 10^6 точка отрыва практически фиксируется, а потери перестают заметно убывать.

Вторая серия расчетов проведена для диффузоров 1, 2 и 3 с прямыми предвключенными участками (ППУ-серия). Из рисунка 6 видно, что для диффузора 1 тип предвключенного участка практически не отражается на полных потерях, что связано с развитием большой отрывной зоны за обечайкой. Размер этой зоны, вносящей основной вклад в потери, мало чувствителен к типу предвключенного участка. Для диффузора 2 с прямым предвключенным участком полные потери оказываются на 10% больше, чем для диффузора, который состыкован с предшествующим конфузуром. Таким образом, при изначально меньшей ширине отрывной зоны за обечайкой, возможность влияния на нее за счет изменения геометрии предвключенного участка увеличивается.

Расчетные потери для диффузора 3 хорошо согласуются с экспериментальными данными. Диффузор 3 имеет наибольший радиус обвода обечайки, и за обечайкой не происходит отрыва потока. По-видимому, именно с возникновением обширной отрывной зоны за обечайкой следует связать отмеченное выше отличие расчетных потерь от опытных данных для диффузоров 1 и 2. На данный момент нельзя указать ведущую причину этого отличия. Это может быть как преждевременный отрыв потока в расчетной модели, так и неадекватное описание турбулентного смешения в оторвавшемся сдвиговом слое.

В разделе 4.2 проводится численное моделирование течения в осерадиальном диффузоре при наличии локального тангенциального вдува, осуществляемого через щель 1 на внешней стенке диффузора (рис. 7). Помимо тангенциального вдува, моделировались концевые протечки, которые неизбежно возникают в реальных

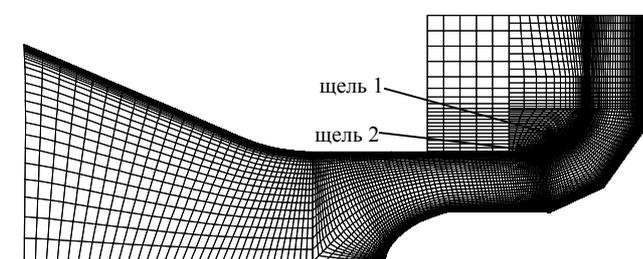


Рис 7. Расчетная сетка для моделирования осесимметричного течения в осерадиальном диффузоре

конфигурациях последней ступени паровой турбины (щель 2). Расчеты по модели турбулентности Спаларта-Аллмараса на сетке 28 000 ячеек произведены для шести различных условий вдува, соответствующих экспериментальным сериям. Результаты расчетов сравниваются с данными эксперимен-

тов, полученными в ЦКТИ им. И.И. Ползунова.

Расчеты показали, что протечка небольшой интенсивности приводит к значительному увеличению отрывной зоны и росту полных потерь по сравнению со случаем отсутствия вдува и протечек. Аналогично, вдув небольшой интенсивности ухудшает распределение поля скорости на выходе, но несколько в меньшей степени, чем слабая протечка. Оставшиеся три случая характеризуются вдувом или протечкой большой интенсивности. Во всех этих случаях отрыва потока не происходит, а полные потери уменьшаются. При сравнении расчетных коэффициентов полных потерь с экспериментальными значениями оказывается, что для случая вдува или протечки небольшой интенсивности наблюдается занижение расчетных потерь от 3 до 15%. В случае интенсивного вдува или протечки наблюдается занижение расчетных потерь до 30%. В целом эффекты вдува и протечек удовлетворительно воспроизводятся в численном моделировании.

Раздел 4.3 посвящен численному моделированию сложного трансзвукового течения в выхлопном патрубке и оптимизации потока в нем. В соответствии с требованиями проекта, в рамках которого проводилось настоящее исследование, выхлопной патрубков, разработанный ЛМЗ, должен быть достаточно коротким. Для обеспечения приемлемого уровня потерь это приводит к необходимости помещать в диффузор кольцевой дефлектор, форма и положение которого были оптимизированы в серии экспериментов, проведенных в лаборатории ЛМЗ (исходный вариант для расчетов).

На рисунке 8 показана зависимость общих потерь в патрубке от числа Маха на входе в диффузор. Уровень потерь в исходном варианте патрубке с дефлектором при

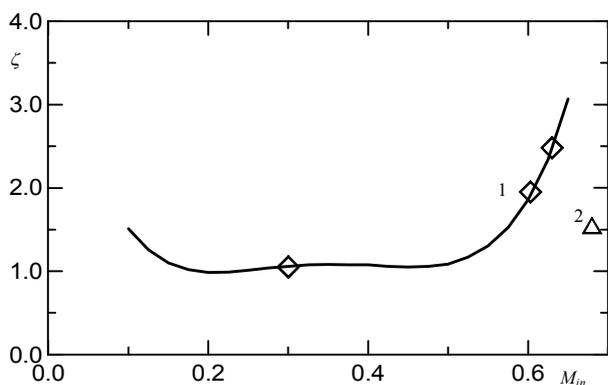


Рис. 8. Зависимость общих потерь от числа Маха на входе в диффузор. Сравнение расчетных (точки) и экспериментальных (сплошная кривая) данных: 1 – исходный вариант (экспериментально оптимизированная конфигурация), 2- предлагаемая на основе численного моделирования модификация дефлектора

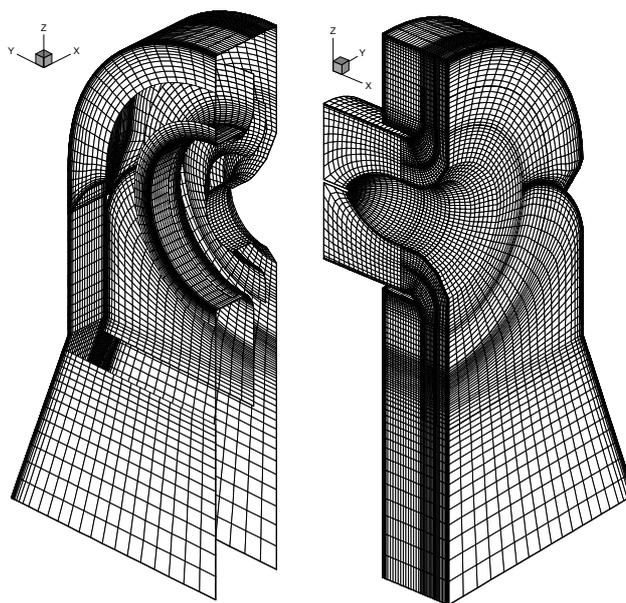


Рис. 9. Расчетная сетка для моделирования течения в модели выхлопного патрубка

числах Маха, превышающих 0.55, резко возрастает, что говорит о появлении сверхзвуковой зоны с последующим образованием скачков уплотнения.

На рисунке 9 показана расчетная сетка для моделирования течения в модели выхлопного патрубка, состоящая из примерно 240 000 ячеек. В расчетах была использована высокорейнольдсовая $k-\varepsilon$ модель турбулентности. Использование модифицированных пристенных функций обеспечивает относительно слабую зависимость решения от положения первой пристенной расчетной точки.

Расчеты для исходного варианта при $M_{in} = 0.63$ показали, что в нижней части диффузора два канала, сформированные дефлектором, создают различные условия протекания потока. В канале, расположенном дальше от оси диффузора, течение дозвуковое, вплоть до задней кромки дефлектора, что говорит о том, что канал сужающийся. Напротив, в канале, расположенном ближе к оси диффузора, происходит ускорение потока от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым. Поэтому форма внутреннего канала соответствует соплу Лавалья, в котором образуется скачок уплотнения. Кроме того, существенно разные скорости потоков по обе стороны дефлектора приводят к образованию интенсивного слоя смешения вниз по потоку за дефлектором, что также вносит свой вклад в потери. Была предложена оптимизированная форма дефлектора, которая позволила выровнять условия протекания потока через каналы, образованные дефлектором, и существенно снизить потери (рис. 8).

В разделе 4.4. представляются результаты расчетов трехмерного трансзвукового турбулентного течения в плоской решетке турбинных профилей. Результаты расчетов, полученные в рамках настоящей работы, сравниваются и с результатами расчетов, полученными с использованием пакета Fluent 5.5, и с экспериментальными данными [Giel, P.W. at al., ASME-Paper, 96-GT-113, p. 14.]. Численное моделирование на основе модели турбулентности Спаларта-Аллмараса выполнено для условий, при-

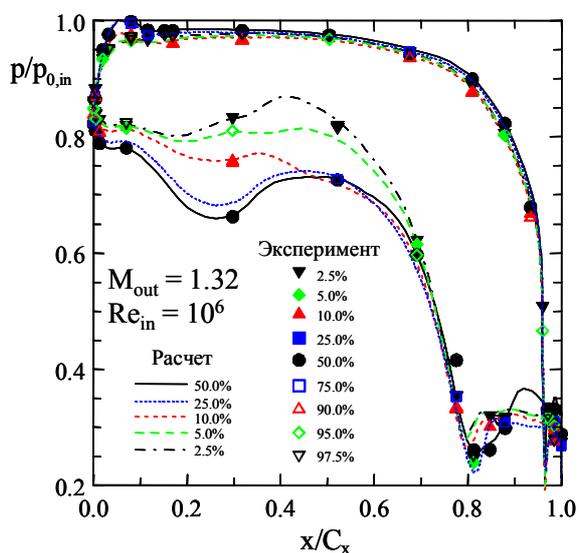


Рис. 10. Распределение статического давления на поверхности лопатки, рассчитанное на измельченной сетке

нятых при проведении экспериментов для четырех различных комбинаций чисел Рейнольдса ($Re_{in} = u_{in} C_x / \nu_{in} = 5 \cdot 10^5, 10^6$) и Маха ($M_{out} = 0.98, 1.32$), с использованием двух сеток (исходной - 130 000 ячеек, и измельченной - 364 000 ячеек). Проведено исследование чувствительности решения к сетке.

Расчетные распределения статического давления на поверхности лопатки в нескольких сечениях по размаху лопатки хорошо воспроизводят экспериментальные данные как на выпуклой, так и на вогнутой сторонах лопатки (рис. 10). Сильная вариация давле-

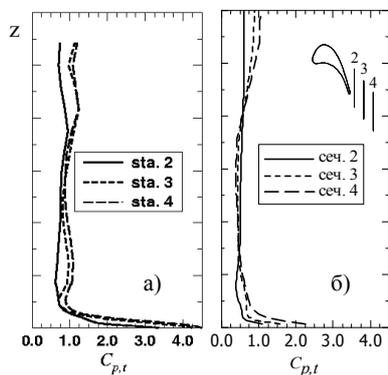


Рис. 11. Распределения осредненного по шагу коэффициента потерь полного давления для режима $M_{out} = 1.32$, $Re_{in} = 10^6$ (а) – эксперимент, (б) – измельченная сетка

ния на стороне разрежения вдоль размаха лопатки свидетельствует о существенной трехмерности течения. Значения статического давления, рассчитанные по программе Fluent, отличаются от представленных, менее чем на 1%. Результаты расчетов коэффициента потерь полного давления (рис. 11) и угла выхода потока в различных продольных сечениях межлопаточного канала удовлетворительно согласуются с экспериментом. Качественное согласие между расчетными и экспериментальными кривыми свидетельствует о правильном разрешении структуры вторичных течений, определяющих весьма высокий уровень потерь в решетке.

В заключении кратко сформулированы основные результаты настоящей работы, которые сводятся к следующему:

1. В рамках программного комплекса SINF реализован метод численного моделирования трансзвуковых течений вязкого газа в областях сложной геометрии. Метод основан на использовании обобщенной на трехмерный случай CUSP схемы второго порядка точности и метода масштабирования сжимаемости.

2. При тестовых расчетах двумерных течений невязкого газа достигнуты хорошее разрешение ударных волн и полное согласие с теоретическими данными и результатами расчетов других авторов.

3. В задаче развития ламинарного сверхзвукового пограничного слоя установлен факт длительного сохранения эффектов неавтомоделности, исходно возникающей в окрестности передней кромки пластины. При задании во входном сечении расчетной области профиля скорости, даваемого известным решением автомодельной задачи, полученное численное решение полных уравнений Навье-Стокса очень близко к результатам теории пограничного слоя.

4. Приложение метода к задаче развития сверхзвукового турбулентного пограничного слоя на теплоизолированной пластине показало хорошее согласование значений коэффициентов пристенного трения и восстановления полной температуры, а также формпараметра пограничного слоя с полуэмпирическими формулами теории турбулентного сжимаемого пограничного слоя и с экспериментальными данными.

5. При расчете двумерного трансзвукового течения через решетку турбинных лопаток получено хорошее согласование значений коэффициента потерь энергии с экспериментальными данными для случаев дозвукового ламинарного обтекания; для сверхзвуковых режимов, характеризующихся и большими значениями числа Рейнольдса, экспериментальные значения коэффициента потерь оказываются между

расчетными значениями, полученными в “ламинарной” и “турбулентной” постановках; это свидетельствует, в частности, о неспособности модели Спаларта-Аллмараса корректно предсказывать положение области ламинарно-турбулентного перехода.

6. При моделировании осесимметричного турбулентного течения в осерадиальных диффузорах установлено, что зависимость коэффициента полных потерь от конфигурации предшествующего канала, оказывается тем большей, чем меньше радиус обвода обечайки. Показано, что при достижении числом Рейнольдса значения 10^6 точка отрыва потока от обечайки в численном решении фиксируется, и полные потери перестают убывать.

7. Параметрические расчеты турбулентного течения в осерадиальном диффузоре, моделирующие наличие протечек в концевых зазорах последней ступени турбины и управляющего локального тангенциального вдува в диффузор, выявили, что вдув (протечка) большой интенсивности полностью устраняет отрыв в диффузоре, что согласуется с экспериментальными данными. Для случаев без вдува и при наличии вдува малой интенсивности расчетные потери давления оказались примерно на 15% меньше экспериментальных значений; в случае же интенсивного вдува занижение расчетных потерь достигает 30%. Требуются дополнительные расчеты по оценке способностей других моделей турбулентности предсказывать величины потерь в осерадиальных диффузорах.

8. Численное моделирование трехмерного турбулентного течения в модели выхлопного патрубка паровой турбины показало хорошее согласование расчетного коэффициента потерь с экспериментальными данными для исходного варианта. Наличие сверхзвуковой зоны с последующим образованием скачка уплотнения при больших расходах воздуха через патрубок является причиной резкого увеличения потерь. Предложена и обоснована модификация формы и положения дефлектора, позволяющая существенно уменьшить интенсивность волновых явлений и потерь в патрубке.

9. Расчеты настоящей работы, проведенные по CUSP схеме, оказались близки к результатам, полученными (при идентичных постановке и сетках) с использованием коммерческого пакета Fluent 5.5. Для рассмотренного существенно трехмерного турбулентного течения в трансзвуковой турбинной решетке расчетные распределения статического давления на лопатке, осредненные по шагу решетки коэффициент потерь полного давления и угол выхода потока хорошо согласуются с экспериментальными данными. Проанализирована структура вторичных течений, объясняющая, в частности, причины формирования области больших потерь давления, прилегающей к стороне разрежения лопатки.

В приложении приведены собственные векторы регуляризованной матрицы Якоби, использующиеся при построении неявной схемы

Основные результаты диссертации опубликованы в работах:

1. Николаев М.А., Смирнов Е.М. Возможности CUSP схемы при расчете задач газовой динамики // XXVII неделя науки СПбГТУ 7-12 дек. 1998, часть III: Материалы межвуз. научн. конф. (физ.-мех. факультет), Изд-во СПбГТУ, СПб., 1999. - С. 35-36.

2. Зайцев Д.К., Николаев М.А., Рис В.В., Смирнов Е.М. Численное моделирование турбулентных отрывных течений газа в осерадиальных диффузорах турбомашин / Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования, сб. научн. трудов, Харьков, 2000. - С. 257-264.

3. Николаев М.А. Сочетание CUSP схемы с методом масштабирования сжимаемости при расчете трансзвуковых течений в областях сложной геометрии // Физические основы экспериментального и математического моделирования процессов газодинамики и теплообмена в энергетических установках, Труды XIII Школы-семинара молодых учёных и специалистов под руководством акад. РАН А.И. Леонтьева, МЭИ, Москва, 2001. - Т. 1, - С. 108-111.

4. Иванов Н.Г., Николаев М.А., Тельнов Д.С. Численное моделирование трехмерного течения и теплообмена в трансзвуковой турбинной решетке на основе модели турбулентности Спаларта-Аллмараса / В кн.: Проблемы газодин. и теплообмена в энергет. устан. Т. II.- М.: Изд-во МЭИ. 2003. - С. 70–73.

5. Eriphanov, V.K., Gaev, V.D., Lisyanskiy, A.S., Kirillov, A.I., Nikolaev, M.A., Smirnov, E.M., Zajtsev, D.K. Effect Of Deflector Vane Geometry On Performance Of Large-Scale Turbine Exhaust Hood At Transonic Flow conditions: air-test experiments and 3D numerical simulation / In Proceedings of the 5th European Conference of Turbomachinery, Praha, 2003. - P. 803-812.

6. Goudkov, E.I., Nikolaev, M.A. Ris, V.V., Smirnov, E. M., Tajc, L. Influence of tip-clearance jet leakage on efficiency of working fluid injection into the diffuser as applied for reduction of exhaust hood losses / In Proceedings of the 5th European Conference of Turbomachinery, Praha, 2003. - P. 761-770.