

УДК 533.6

С.В. ЕРШОВ, д-р техн. наук; проф. ИПМаш НАНУ, г. Харьков

В.А. ЯКОВЛЕВ, науч. сотр. ИПМаш НАНУ, г. Харьков

А.И. ДЕРЕВЯНКО, вед. инженер ИПМаш НАНУ, г. Харьков

М.Н. ГРИЗУН, аспирант НТУ «ХПИ», г. Харьков

Д.А. КОЗЫРЕЦ, аспирант НТУ «ХПИ», г. Харьков

РАЗВИТИЕ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММ РАСЧЕТА ТРЕХМЕРНЫХ ТЕЧЕНИЙ ВЯЗКОГО СЖИМАЕМОГО ГАЗА В ЛОПАТОЧНЫХ АППАРАТАХ ТУРБОМАШИН

Розглянуто концепцію побудови нового CFD розв'язувача для системи рівнянь Нав'є-Стокса осереднених за Рейнольдсом стосовно до тривимірних течій в'язкого стисливого газу у турбомашинах. Показано важливість застосування обмежень реалізованості та адекватних граничних умов для моделювання течій з високими додатними градієнтами тиску. Наведено результати тестових розрахунків.

The conception of the new CFD solver for 3D turbomachinery flow simulation using RANS equations is considered. Realisability constraints and special boundary conditions for adverse pressure gradient flows are shown to be important. The numerical results for some test cases are presented.

Введение

В настоящее время для расчетов пространственных течений вязкого газа в турбомашинах используются различные CFD решатели уравнений газовой динамики. Один из таких решателей – программный комплекс *FlowER* [1], разработанный в ИПМаш НАН Украины под руководством одного из авторов данной статьи, – до сих пор широко используется в ряде организаций Украины, России и Польши. С его помощью во многих случаях удается моделировать трехмерное течение в турбинах и компрессорах, и совершенствовать их конструкции. Однако возможности использования этого решателя существенно ограничены рядом его недостатков. Остановимся на некоторых из них.

С помощью решателя *FlowER* сложно, а иногда невозможно, проводить расчеты течений с большими положительными градиентами давления, например, в нагруженных компрессорных решетках, в переходных диффузорах авиационных турбин, в турбинных ступенях на режимах частичной нагрузки. Отрывы, характерные для таких течений, в расчетах оказываются значительно большими, чем в реальности.

Разностная аппроксимация, реализованная в решателе *FlowER*, хотя формально и имеет второй порядок, но только для равномерных сеток, и весьма чувствительна к изломам разностной сетки. При этом сходимость решений слишком медленная.

Ядро решателя *FlowER* написано более 15 лет назад. Диалоговый интерфейс создавался для операционной системы DOS и не работает в операционных средах Windows Vista и Windows 7, а также на 64-разрядных компьютерах. Ограничения оперативной памяти ПК на момент создания решателя *FlowER* привели к громоздкому, трудночитаемому и плохо поддающемуся модификации программному коду.

Таким образом, можно сделать вывод о необходимости разработки нового CFD решателя, лишённого перечисленных выше недостатков. Основные принципы, заложенные в основу такой разработки, представлены в настоящей статье.

Модели течения

В настоящее время для численного моделирования потока вязкого газа в проточных частях турбомашин применяются различные математические модели. Течение невязкого газа обычно описывается системой уравнений Эйлера. Для моделирования осредненного турбулентного течения, как правило, используется модель RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) – осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Нестационарное поведение крупномасштабной турбулентности моделируется с помощью модели LES (Large-Eddy Simulation). Для прямого численного моделирования турбулентности используется модель DNS, в основу которой положена система уравнений Навье-Стокса. Существуют гибридные RANS/LES модели течения, с помощью которых можно рассчитать наиболее крупные вихри с масштабом соизмеримым масштабу обтекаемых тел.

Согласно современным оценкам полноценные расчеты по моделям DNS и LES течений в решетках турбин и компрессоров при высоких числах Рейнольдса вряд ли будут возможны в ближайшие десятилетия, поэтому модель RANS еще долго будет оставаться основной моделью для прикладных исследований течений в турбомашинах [2].

Модели RANS/LES требуют на 2–3 порядка больше ресурсов компьютера, чем RANS модели, и, хотя это значительно меньше, чем затраты на расчеты по LES моделям, тем не менее, гибридный подход может привлекаться только для единичных исследовательских расчетов.

Так как разрабатываемый CFD решатель предназначается как для прикладных расчетов, так и для изучения свойств течений в решетках турбомашин, то в нем должны быть заложены две основных модели течения: RANS и RANS/LES.

Модели турбулентности

Для уравнений RANS разработано большое количество моделей турбулентности и, к сожалению, ни одна из них не обеспечивает хорошее качественное согласование результатов расчетов с экспериментальными данными для всех типов течения. Поэтому при выборе модели турбулентности необходимо стремиться к тому, чтобы она приемлемо описывала явления и процессы характерные для исследуемого течения.

Существует три класса моделей турбулентности для уравнений RANS: алгебраические и дифференциальные модели турбулентной вязкости, и модели переноса рейнольдсовых напряжений. Последние, несмотря на большой потенциал, практически не используются при решении сложных внутренних задач, так как недостаточно хорошо описывают пристеночные течения. Алгебраические модели турбулентной вязкости, по-видимому, достигли предела своих возможностей и позволяют получать удовлетворительные результаты только для простых течений. В то же время дифференциальные модели турбулентной вязкости продолжают развиваться, во многом за счет использования новых данных о турбулентности, полученных в LES и DNS моделировании, и их выбор на современном этапе предпочтителен.

Для течений в лопаточных аппаратах турбомашин хорошо себя зарекомендовали дифференциальные модели турбулентной вязкости Спаларта-Аллмараса [3] и $k-\omega$ SST [4], поэтому их целесообразно использовать в новом CFD решателе. Учет ламинарно-турбулентного перехода позволит повысить точность определения потерь в ступенях турбомашин и улучшить моделирование теплообмена на охлаждаемых лопатках. Чтобы модель турбулентности не генерировала физически нереализуемые турбулентные напряжения, необходимо использовать ограничения реализуемости [5].

Для гибридных моделей RANS/LES имеет смысл применять т.н. адаптивные модели, построенные на основе обычных моделей турбулентности, которые в зависимости от масштабов сетки и турбулентности в локальной области течения моделируют только неразрешаемые сеткой вихри и позволяют выполнить расчет разрешаемых вихрей напрямую. При таком подходе адаптивные модели будут представлять собой модификацию исходных дифференциальных моделей турбулентности.

Граничные условия

Постановка граничных условий на проницаемых и твердых границах расчетной области для уравнений RANS к настоящему времени достаточно хорошо проработана, поэтому нет смысла на ней подробно останавливаться. Численная реализация граничных условий, включающая дополнительные соотношения, которые связывают параметры на границе с параметрами в расчетной области, строится на основе системы линейных уравнений, записанных для приращений параметров на границе [6].

Постановка граничных условий на проницаемых границах, использующая соотношения на характеристиках, может приводить к возникновению в рассчитываемом потоке ложных возвратных течений. Для течений с большими положительными градиентами давления этого может быть достаточно, чтобы моделирование потока оказалось невозможным. Для устранения такого недостатка в настоящей работе в тех точках границы, где диффузионные эффекты преобладают над конвективными, и может возникнуть обратное течение, предлагается не использовать характеристические соотношения, которые в этом случае не выполняются. Задание расходной компоненты скорости в качестве граничного условия на выходной границе вместо статического давления, расхода или инварианта Римана повышает устойчивость решений.

Численные методы и алгоритмы

Для расчета течений по RANS и гибридным RANS/LES моделям обычно достаточно методов второго или третьего порядка аппроксимации. Для пространственных задач эти методы эффективнее своих аналогов повышенной точности. Методы четвертого и выше порядка могут быть полезными для расчета турбулентных вихрей с помощью моделей LES и DNS, однако они не позволяют добиться сколько-нибудь значительного уточнения решений осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Более того, конвективные члены модели турбулентности могут быть аппроксимированы даже с первым порядком [2, 7].

В разрабатываемом решателе в качестве основных закладываются ENO-схема второго порядка аппроксимации [8] и TVD-схема третьего порядка [9]. Для уточнения расчетов на изломах сетки необходимо использовать поправки, учитывающие различия направлений, вдоль которых выполняется реконструкция и экстраполяция.

В первоначальных версиях решателя *FlowER* аппроксимация диффузионных членов осуществлялась с помощью производных ENO-реконструкции, что порождало неустойчивость профиля скорости в пограничном слое. Для устранения этого недостатка в последующих версиях нормальные напряжения на гранях ячеек приближались двухточечными разностями, что в свою очередь приводило к потере аппроксимации на неравномерных сетках. В новом решателе предлагается использовать для диффузионных членов центрально-разностную аппроксимацию второго порядка.

Неявная схема Бима-Уорминга, реализованная в решателе *FlowER*, основана на устаревших идеях линеаризации и факторизации разностных аналогов исходных дифференциальных уравнений. При больших шагах по времени такой подход не обеспечивает устойчивости решения. В настоящей работе предлагается использовать неявную итерационную схему, построенную с помощью метода Ньютона. Для повышения устойчивости итерационного процесса, выполняемого на каждом шаге по времени, требуется неявная аппроксимация диффузионных членов.

За счет погрешностей вычислений в расчете положительно определенные величины могут стать отрицательными. Избежать этого можно, преобразовав приращения положительно определенных величин в приращения их логарифмов [10] или используя нелинейную коррекцию приращений, обеспечивающую сходные результаты [11].

Программная реализация

Одно из основных требований к новому CFD решателю (получившему рабочее название *F*) – это его преемственность программному комплексу *FlowER*. Препроцессор и постпроцессор CFD решателя *F* написаны на языке Fortran-90 для операционных сред семейства Windows. Графические возможности реализованы с использованием программного интерфейса к стандартным средствам ОС Windows. Тестирование разработанного кода выполнено под операционными системами Windows XP, Windows 7, Windows Server 2003, а также для эмулятора Wine операционной системы Linux Ubuntu.

В CFD решателе *F* реализованы следующие новые возможности: работа с распределенной базой данных; многократный одновременный запуск программы на одном компьютере; экспорт результатов расчетов в форматы внешних постпроцессоров (Paraview, Tecplot и др.); упрощенный доступ ко всем данным проекта; работа с сетками свыше 10 миллионов ячеек в межлопаточном канале.

Общий вид пользовательского интерфейса CFD решателя *F* показан на рис. 1–4.

Тестовые расчеты

Задача взаимодействия скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем является классическим примером течения с большими положительными градиентами давления. При падении косога скачка на обтекаемую газом поверхность с турбулентным пограничным слоем вблизи точки падения образуется отрывная зона. Точка отрыва расположена по отношению к точке падения выше по потоку, а точка присоединения – ниже. Отраженный скачок возникает вблизи точки отрыва. За отраженным скачком отрывная область генерирует волны разрежения, а еще ниже по потоку – волны сжатия. Такая картина течения хорошо качественно и удовлетворительно количественно прогнозируется методом расчета осредненных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST Ментера, ограничений реализуемости и уточненных граничных условий на выходе расчетной области [12]. При расчете с помощью стандартного решателя *FlowER*, в котором не используются ограничения реализуемости, получается физически неправдоподобная картина течения с двумя отраженными скачками уплотнения и осцилляциями давления в отрывной области (рис. 5). Следует также отметить, что получить решение по старому CFD решателю сложно или даже невозможно, если в процессе установления по времени в

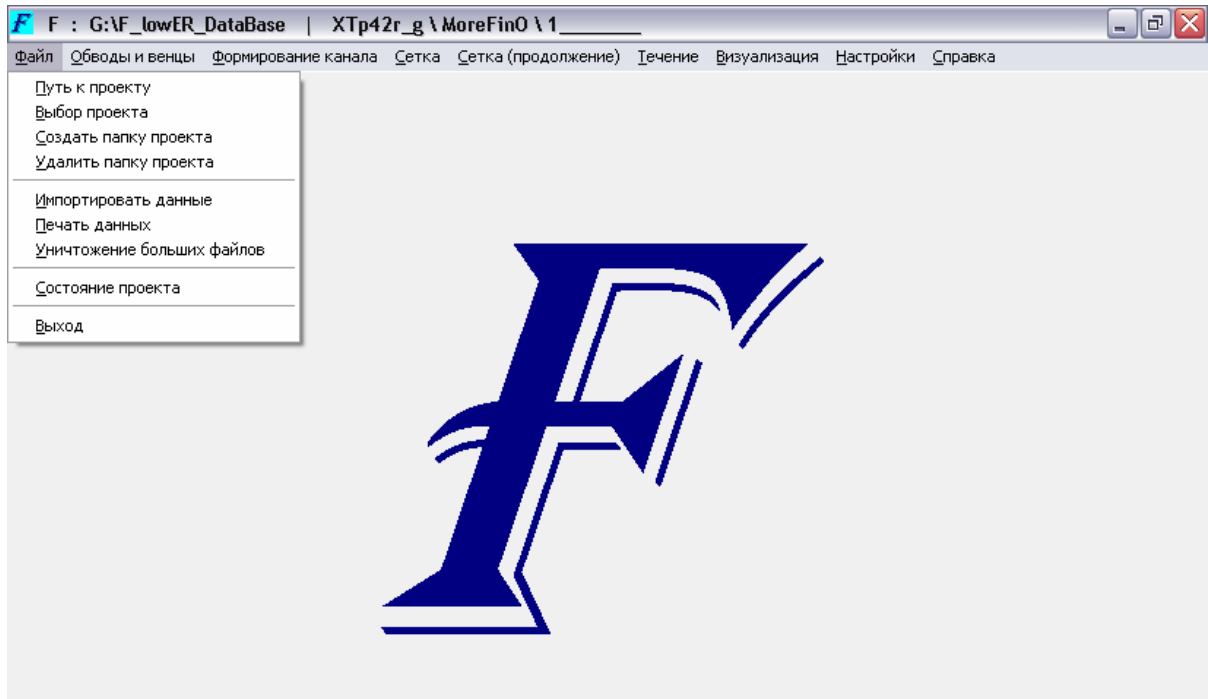


Рис. 1. Пользовательский интерфейс CFD препроцессора решателя *F*

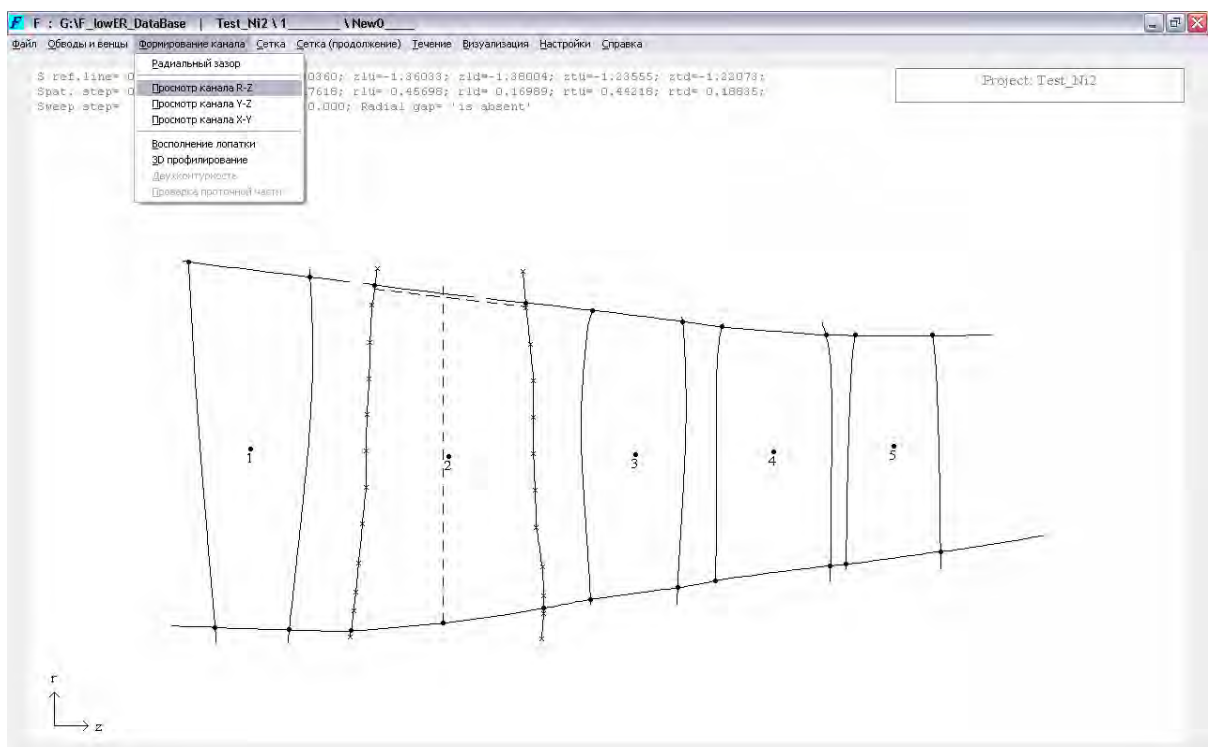


Рис. 2. Проточная часть пятивенцового компрессора (препроцессор решателя *F*)

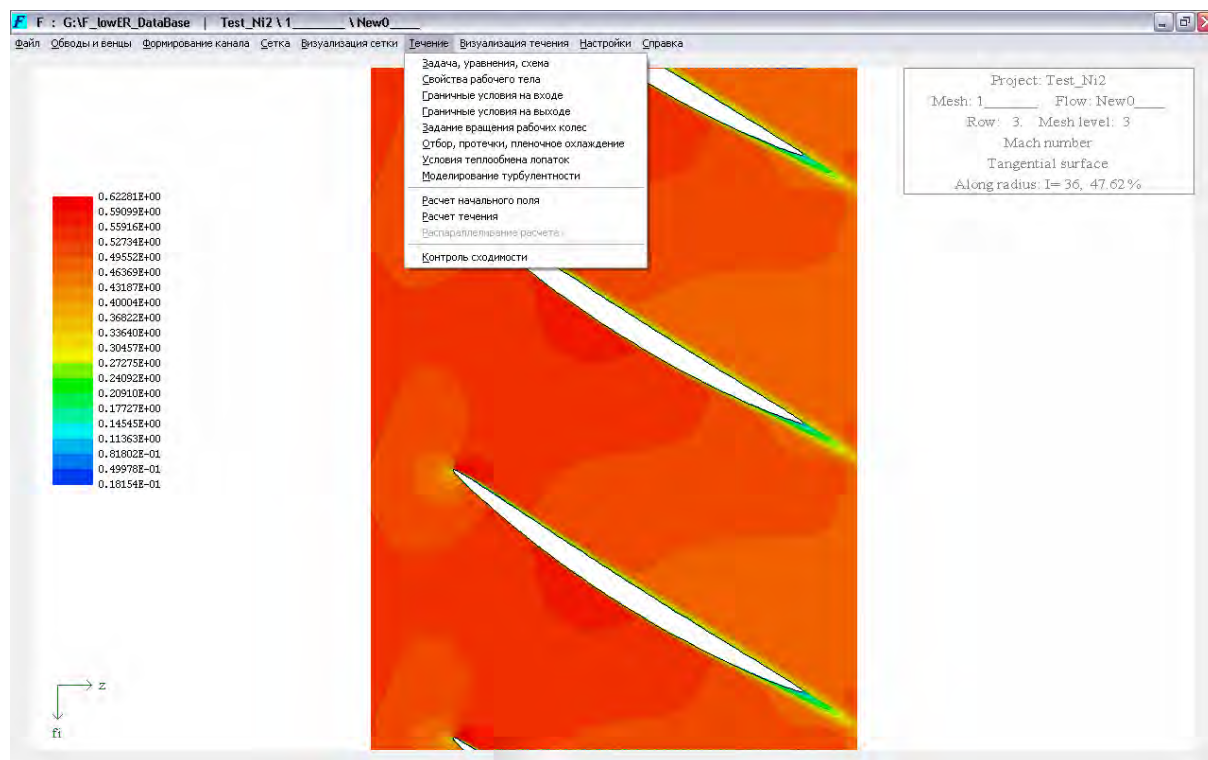


Рис. 3. Изолинии чисел Маха в решетке компрессора (постпроцессор решателя *F*)

непосредственной окрестности выходной границы расчетной области в пограничном слое наблюдается рост давления в направлении течения.

Для проточных частей компрессоров авиационных двигателей и стационарных турбоустановок характерны течения с большими положительными градиентами давления. Поэтому расчет течения вязкого газа в многоступенчатых компрессорах часто вызывает трудности. С помощью решателя *FlowER* такие расчеты обычно выполняют, используя в качестве начального приближения установившееся решение в точке, лежащей на характеристике компрессора правее от текущей. К сожалению, даже в этом случае не всегда удается рассчитать характеристику компрессора, так как возникающие в процессе установления отрывы имеют тенденцию к неограниченному росту, что, в конце концов, может привести к аварийному останову программы. Так, для пятивенцового компрессора, приведенного на рис. 2, расчет с помощью последних версий CFD решателя *FlowER* оказался возможен только в ближайшей окрестности режима запираания.

Включение в модель ограничений реализуемости, строгая запись реинольдсовых напряжений и модификация граничных условий на проницаемых границах позволили выполнять расчеты для любого режима компрессора при достаточно произвольном начальном приближении. На рис. 6 дана характеристика компрессора, полученная таким путем. На рис. 4 приведены векторы скорости в меридиональном сечении последнего венца (спрямляющего аппарата) компрессора для расхода воздуха 52 кг/с (левая точка на характеристике). Наблюдаемый отрыв занимает в окружном направлении до 60 % канала, однако его размеры и положение не меняются по достижению установления.

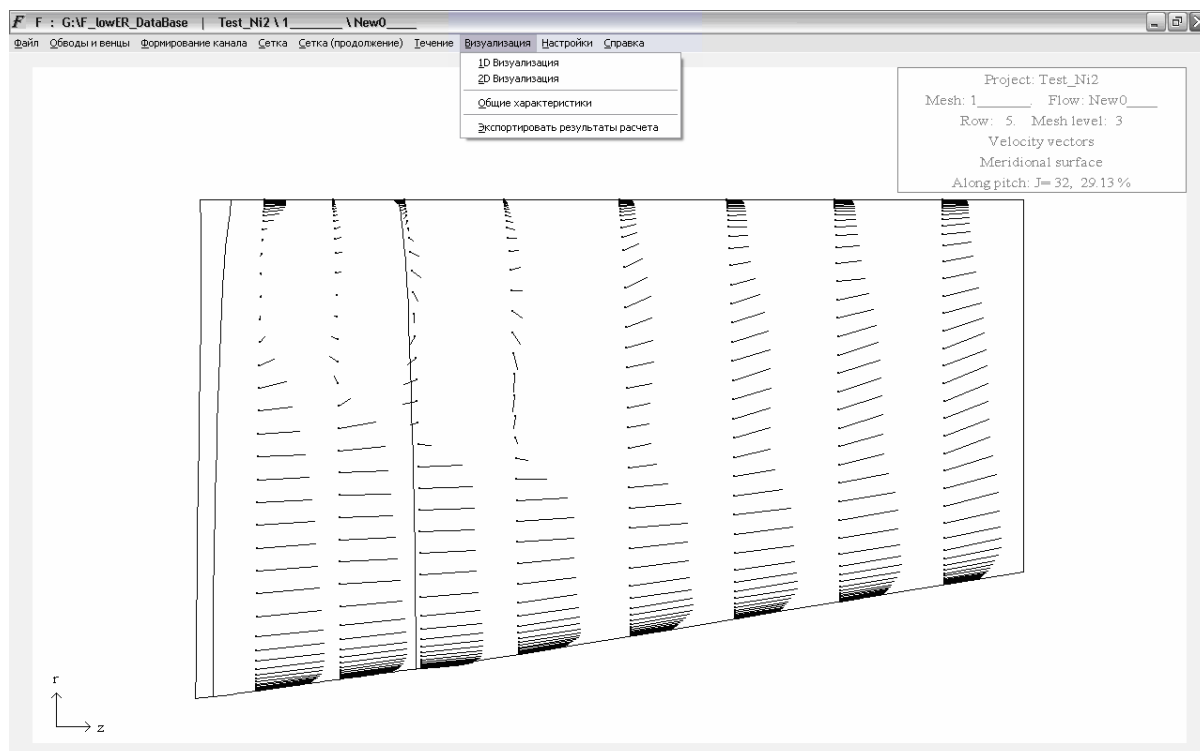
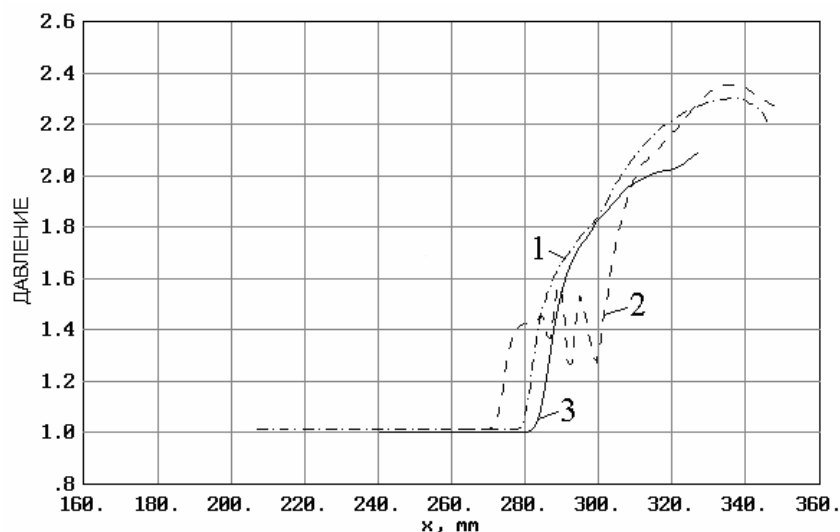


Рис. 4. Векторы скорости в меридиональном сечении пятого венца компрессора



1 – расчет по усовершенствованной модели течения настоящей работы;
2 – расчет по стандартной версии решателя *FlowER*; 3 – экспериментальные данные [13]

Рис. 5. Распределение давления в области взаимодействия

Выводы

Предложена концепция нового CFD решателя, предназначенного для расчетов течений вязкого газа в проточных частях турбомашин. Отмечена важность использования уточненных моделей турбулентности и адекватных физике течения граничных условий. Приведены мгновенные снимки экрана оболочки нового решателя и результаты тестовых расчетов для течений с большими положительными градиентами давления.

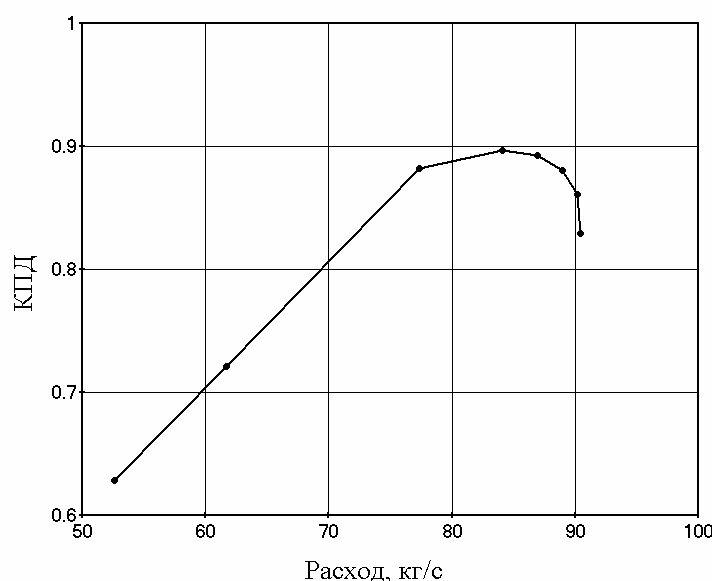


Рис. 6. Характеристика компрессора, полученная расчетным путем

Список литературы: 1. *Єршов С.В.* Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багатовінцевих турбомашинах «FlowER» / С.В. Єршов, А.В. Русанов: Свідोцтво про державну реєстрацію прав автора на твір, ПА № 77. Державне агентство України з авторських та суміжних прав, 19.02.1996. 2. *Hirsch Ch.* Reynolds-Averaged Navier-Stokes modelling for industrial applications and some challenging issues / Ch. Hirsch, B. Tartinville // *Int. J. Computational Fluid Dynamics*. – 2009. – V. 23, № 4. – P. 295-303. 3. *Spalart P.R.* A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows / P.R. Spalart, S.R. Allmaras // *Recherche Aerospaciale*. – 1994. – № 1. – P. 5-21. 4. *Menter F.R.* Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA J.* – 1994. – V. 32, No 8. – P. 1598-1605. 5. *Lumley J.L.* Computational modeling of Turbulent Flows // *Adv. Appl. Mech.* – 1978. – V. 18. – P. 123-176. 6. *Єршов С.В.* Численна реалізація граничних умов на прониканих границях для рівнянь газової динаміки // *Проблеми машинобудування*. – Т. 14, 2011. – № 4. – С. 25-37. 7. *Bardina J.E.* Turbulence modeling validation, testing, and development / J.E. Bardina, P.G. Huang, T.J. Coacley // *NASA TM-110446*. – 1997. – 98 p. 8. *Єршов С.В.* Квазімонотонна схема підвищеної точності для інтегрування рівнянь Ейлера і Нав'є-Стокса // *Мат. моделювання*. – 1994. – Т. 6, № 11. – С. 63-75. 9. *Zijlema M.* On the construction of a third-order accurate TVD scheme using Leonard's normalized variable diagram with application to turbulent flows in general domains // *Delft University of Technology: Technical Report DUT-TWI-94-104*. – 1994. – 25 p. 10. *Lund E.* Shape Optimization of Fluid-Structure Interaction Problems Using Two-Equation Turbulence Models / E. Lund, H. Møller, L.A. Jakobsen // *AIAA Paper*. – 2002. – № 2002-1478. – 11 p. 11. *Тилляева Н.И.* Обобщение модифицированной схемы С.К. Годунова на произвольные нерегулярные сетки // *Уч. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та*. – 1986. – Т. 17, № 2. – С. 18-26. 12. *Єршов С.В.* Ограничение реализуемости для модели турбулентности SST $k-\omega$ // *Проблеми машинобудування*. – 2008. – Т. 11, № 2. – С. 14-23. 13. *Polivanov P.* Experimental Study of Unsteady Effects in Shock Wave / Turbulent Boundary Layer Interaction / P. Polivanov, A. Sidorenko, A. Maslov // *AIAA Paper*. – 2009. – № 2009-409. – 7 p.

© Ершов С.В., Яковлев В.А., Деревянко А.И., Гризун М.Н., Козырец Д.А., 2011
 Поступила в редколлегию 17.02.2011