

УДК 532.6

С.А. ХОМЫЛЕВ*, С.Б. РЕЗНИК*, С.В. ЕРШОВ**, д-р техн. наук

* ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье, Украина

** Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины,
г. Харьков, Украина

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТУРБИННЫХ РЕШЕТОК ПРОФИЛЕЙ: ЧАСТЬ 1 – ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЕТНОГО МЕТОДА

Представлено результати чисельного моделювання плоскої течії у двох турбінних решітках, виконано порівняння результатів розрахунку з експериментом. Розрахунки було проведено з використанням програмного комплексу *FlowER*. Було одержано задовільний збіг розрахункових та експериментальних даних.

The article represents the results of numerical investigations of a 2-D gas flow in two different linear turbine cascades, the results of CFD calculations are compared with the experimental data. Numerical investigations are executed using the CFD code *FlowER*. Numerical results and experimental data are in good agreement.

Введение

Исследованию плоского течения в турбинных решетках посвящено много работ. До недавнего времени большинство таких исследований базировалось на экспериментальной продувке решеток. Среди прочих работ в этой области необходимо особо выделить исследования, выполненные в МЭИ под руководством Дейча [1], Венедиктовым и другими в ЦИАМ [2], а также работы Степанова [3 и др.]. Результаты этих и других работ отечественных и зарубежных авторов позволили обобщить накопленный опыт проектирования турбинных решеток (например, [3...8] и др.), что существенно облегчило работу конструктора. В то же время, особенности эксперимента, в первую очередь высокая стоимость и методологические ограничения, не позволяют исследовать все возможные конфигурации решеток и режимы их работы. Это в свою очередь требует интерполяции существующих данных, что, очевидно, несколько снижает точность получаемых зависимостей.

С другой стороны, непрерывное развитие турбостроения повышает требования к конструкции турбин (по эффективности, массе, стоимости и т.д.), что зачастую приводит к необходимости применения качественно новых, экспериментально неисследованных решеток. В этом случае приходится экстраполировать имеющиеся зависимости, что снижает точность в еще большей степени.

Таким образом, исследование течения в плоских решетках турбин остается актуальной задачей. При этом актуальным так же является применение новых методов исследования, лишенных указанных выше недостатков эксперимента, но без снижения или с минимальными потерями в точности и надежности результатов.

В настоящее время этим требованиям в значительной мере удовлетворяют современные методы численного моделирования течения вязкого газа (*CFD*), основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Современный уровень развития вычислительной техники делает указанные методы «быстрыми»: время от начала задания исходных данных до получения результата не превышает нескольких часов. В то же время точность и надежность применяемой методики должна быть подтверждена путем тестовых расчетов, что и являлось предметом данного исследования.

В данной работе приведены результаты верификации метода расчета плоского течения вязкого газа, реализованного в программном комплексе **FlowER** [9]. Результаты работы могут быть полезны при численном исследовании турбинных решеток.

Список обозначений

C	– скорость потока;	$Y_t = (P_1^* - P_2^*)/q_2$	– коэффициент потерь полного давления;
CFD	– вычислительная аэродинамика;	y/t	– относительная координата вдоль шага решетки;
$C_{P0} = (P_2^* - P_1^*) / q_2$	– коэффициент полного давления;	β	– угол потока (от фронта решетки);
i	– угол атаки;	$\xi = 1 - C_2^2/C_{2ад}^2$	– коэффициент потерь кинетической энергии;
M	– число Маха;	ρ	– плотность газа.
P^*	– полное давление;		
$q = (\rho C^2)/2$	– скоростной напор;		
x/b	– относительная координата вдоль осевой хорды профиля;		
x/l	– относительная координата вдоль истинной хорды профиля;		

Индексы:

1	– сечение на выходе из решетки;
2	– сечение на выходе из решетки;
ад	– адиабатический.

Объект исследования

Для верификации численного метода выбраны две турбинные решетки, описание геометрии, условия и результаты эксперимента которых приведены соответственно в работах [10] (решетка VKI) и [11] (решетка HS1A).

Решетка VKI интересна в первую очередь тем, что ее экспериментальная продувка была выполнена независимо в 4-х различных организациях. Полученные таким образом данные позволяют судить о точности эксперимента (учитывая точность изготовления профилей и точность регистрации параметров), а значит выдвигать требования к необходимой точности моделирования.

Решетка HS1A составлена из высоконагруженных профилей современной авиационной турбины. Экспериментальные данные по этой решетке позволяют провести верификацию численного метода на нерасчетных режимах (при больших углах атаки).

Численный метод и параметры моделирования

В настоящей работе использовалась модель двумерного течения вязкого газа, реализованная в программном комплексе **FlowER 4.4** [9]. Подробно данный метод описан в работах [12, 13], там же приведены результаты некоторых тестовых расчетов.

Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством **k- ω** SST модели Ментера [14]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности [13]. Расчётная область межлопаточного канала турбинной решетки описывалась конечно-разностной сеткой *H*-типа (фрагмент расчетной области и пример описания расчетной сеткой кромок профиля показаны на рис. 1).

Следует отметить, что для решетки VKI расчетная сетка включала 80×140 ячеек. Опыт показывает, что для большинства расчетов (установившееся течение, отсутствие масштабных отрывов) такой размерности сетки вполне достаточно. Для течения с отрывами, развитой системой скачков уплотнения решение уже существенно зависит от качества расчетной сетки.

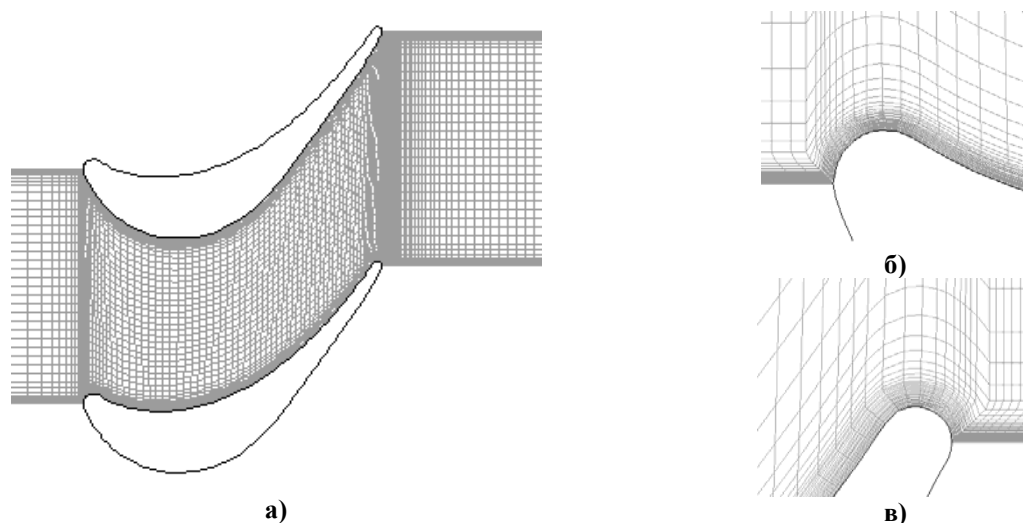


Рис. 1. Описание расчетной области (а) и входной (б) и выходной (в) кромок профиля конечно-разностной сеткой *H*-типа

На рис. 2 приведены результаты расчетов сверхзвукового течения в решетке HS1A при расчетном (рис. 2а, б) и положительном угле атаки (рис. 2в, г), полученные на сетках размерностью 80×140 ячеек (рис. 2а, в) и 140×240 ячеек (рис. 2б, г). Видно, что для первого режима течения с изменением сетки структура потока принципиально не изменилась (очевидно, для дозвукового течения отличия еще меньше). Во втором случае имеются отличия в моделировании отрыва и его взаимодействии с основным потоком (отчасти это отличие объясняется также и неустановившимся характером течения).

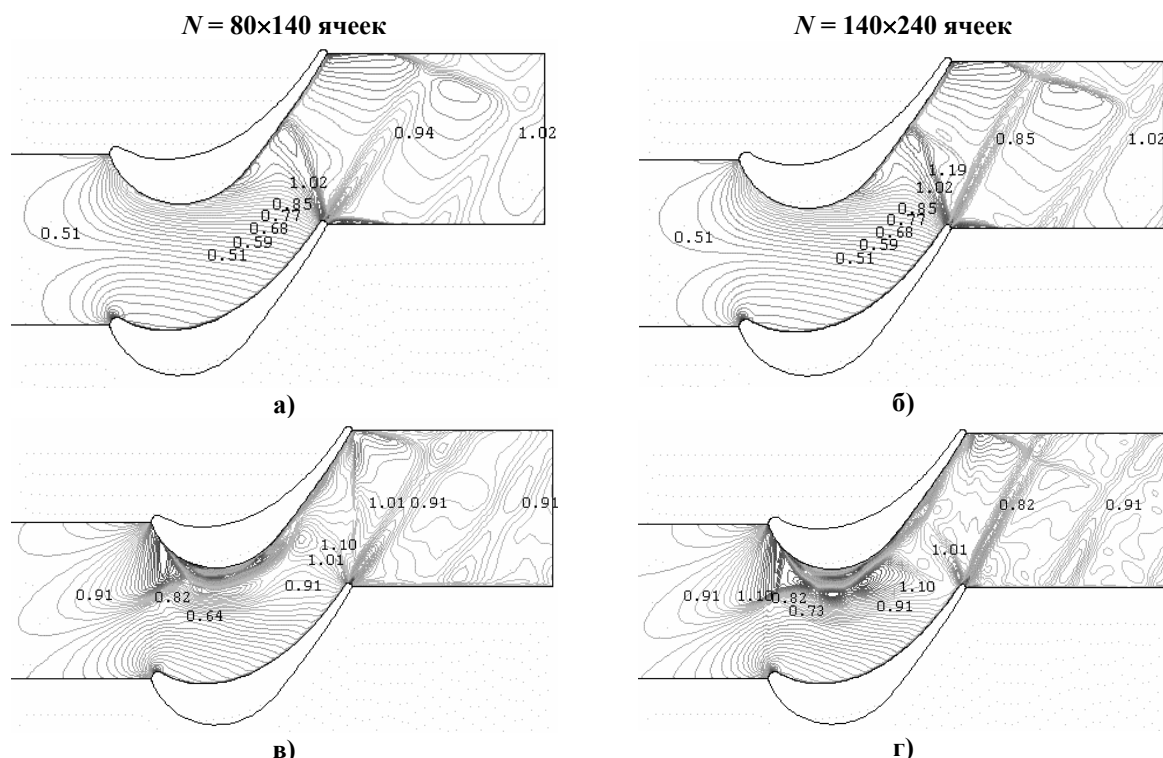


Рис. 2. Поля чисел Маха в решетке HS1A для режима $M_{2ад} = 1,05, i = -4,5^\circ$ (а, б) и $M_{2ад} = 1,05, i = +5,5^\circ$ (в, г)

Таким образом, влияние качества сетки на результаты моделирования нерасчетных режимов течения может быть предметом отдельного исследования для поиска компромисса между адекватностью и точностью результатов с одной стороны и временем счета с другой. В данной же работе приведенные ниже результаты для решетки HS1A получены на сетке размерностью 140×240 ячеек. Для множественных сравнительных и оптимизационных расчетов можно рекомендовать более грубые сетки.

В качестве исходных данных для расчетов принимались полное давление, полная температура и степень турбулентности потока на входе, угол входа и статическое давление на выходе из расчетной области. Рабочее тело – вязкий сжимаемый газ (воздух). Расчет проводился методом установления по времени; критериями сходимости расчета служили равенство расхода на входе и выходе из расчетной области (для большинства расчетов разница не превышала 0,1%), а также установление газодинамических сил (давлений на профиле) и потерь кинетической энергии. В зависимости от режима течения установление расчета происходило за 15000...30000 итераций.

Результаты исследования

На рис. 3...5 приведены некоторые результаты расчетов течения в решетке VKI. Из рис. 3 и 4 следует, что интегральные параметры потока (потери кинетической энергии и угол выхода потока) и распределение скоростей на профиле удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Расчет достаточно точно описывает характер изменения эффективности решетки по режимам (рис. 3а), абсолютные расчетные значения коэффициента потерь в основном лежат в экспериментальном диапазоне.

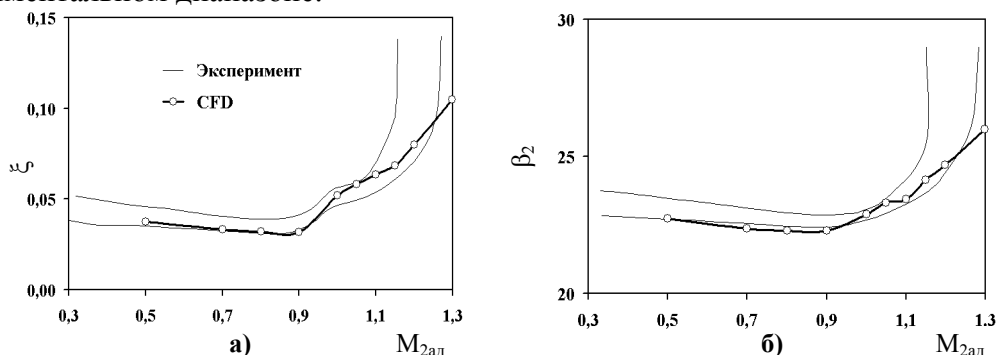


Рис. 3. Распределение коэффициента потерь (а) и угла выхода потока (б) для решетки VKI

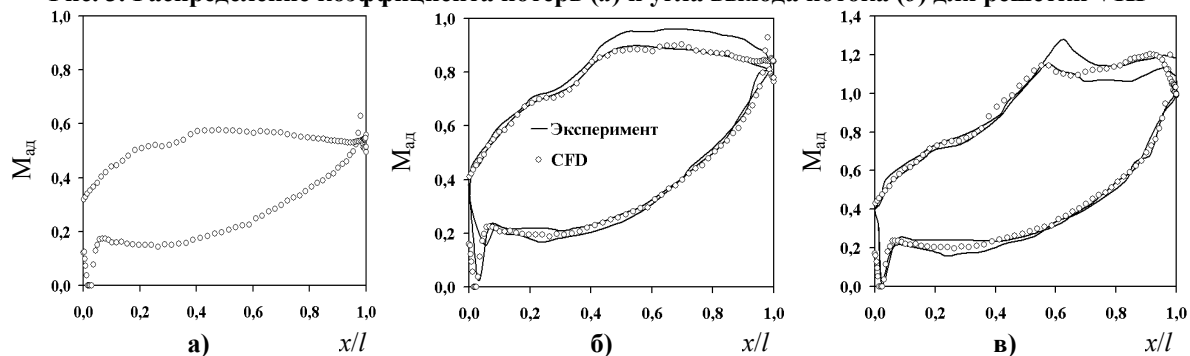
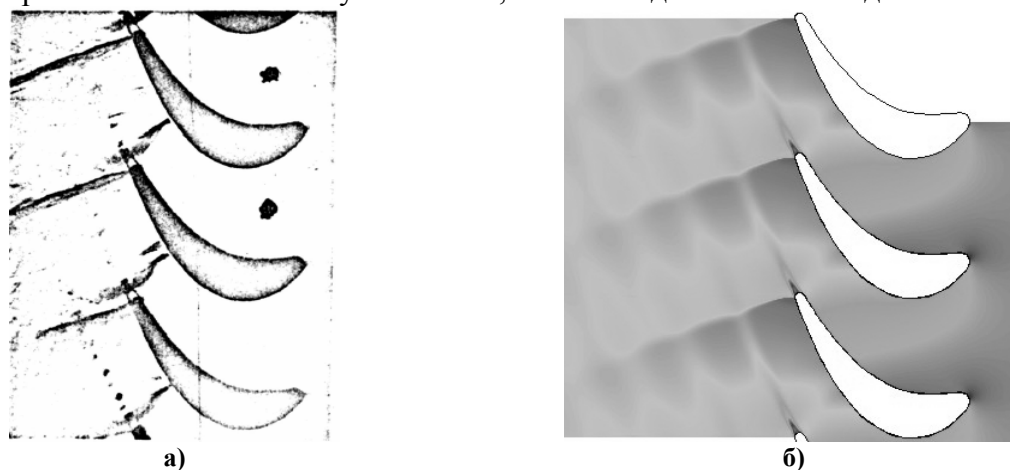


Рис. 4. Распределение адиабатического числа Маха по обводам профиля VKI для режимов: $M_{2ад} = 0,5$ (а), $M_{2ад} = 0,8$ (б), $M_{2ад} = 1,0$ (в)

Анализ результатов расчета показал, что оптимальными для данной решетки являются режимы близкие к $M_{2ад} = 0,9$ (это же подтверждается экспериментом). Нарастание потерь при снижении режима вызвано нарастанием пограничного слоя на спинке и увеличением протяженности диффузорного участка (рис. 4а). При повышении режима от оптимального резкое нарастание потерь объясняется возникновением отрыва потока в районе выходной кромки (рис. 4в) и усложнением структуры потока в закромочной области (рис. 5). Эти результаты хорошо согласуются с классическими представлениями о течении в решетках турбин (например, [3, 7] и др.).

Из рис. 5 также следует, что используемый метод адекватно описывает структуру потока и имеющие место физические явления: масштаб кромочного следа наличие и расположение скачков уплотнения, их взаимодействие со следом.



а – эксперимент, б – расчет

Рис. 5. Визуализация течения в решетке VKI на режиме $M_{2ад} = 0,96$

Результаты расчетного исследования решетки HS1A приведены на рис. 6–10.

На рис. 6 показано распределение числа $M_{ад}$ по обводам профиля при расчетном угле натекания ($i = -4,5^\circ$) для трех режимов течения. Из представленных данных видно хорошее согласование расчетных и экспериментальных данных на большей части профиля для всех режимов.

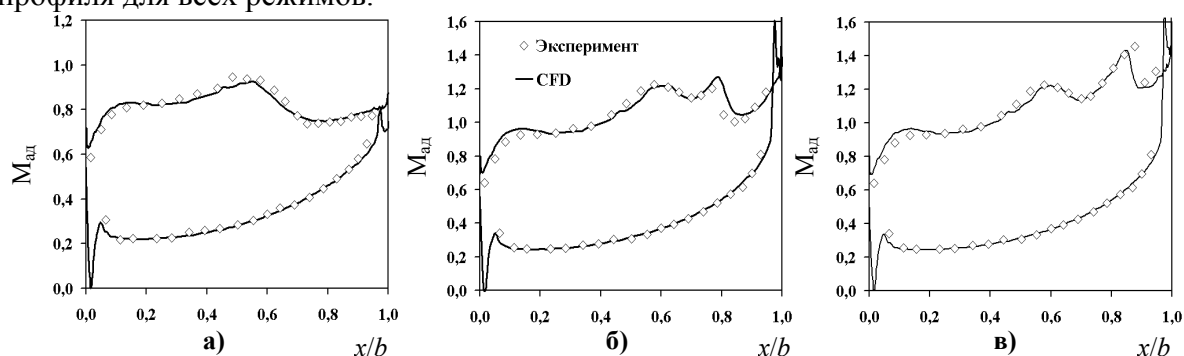


Рис. 6. Распределение адиабатического числа Маха по обводам профиля HS1A при $i = -4,5^\circ$ для режимов: $M_2 = 0,71$ (а), $M_2 = 1,06$ (б), $M_2 = 1,14$ (в)

На рис. 7 приведено распределение коэффициента полного давления вдоль шага решетки для трех режимов течения при нулевом угле атаки (нерасчетном для данной решетки). Из рисунка видно, что расчетом достаточно точно определены величины «провалов» полного давления за решеткой, положение и поперечные размеры кромочных следов.

Расчетная и экспериментальная зависимости коэффициента потерь полного давления и угла выхода потока из решетки от режима течения (числа M_2) при расчетном угле натекания ($i = -4,5^\circ$) показаны на рис. 8, там же указана величина погрешности эксперимента. Данные рисунка указывают на приемлемую точность определения углов потока расчетом во всем диапазоне режимов. Также расчет удовлетворительно описывает характер изменения потерь: достаточно точно определены глобальный и локальные экстремумы по режимам.

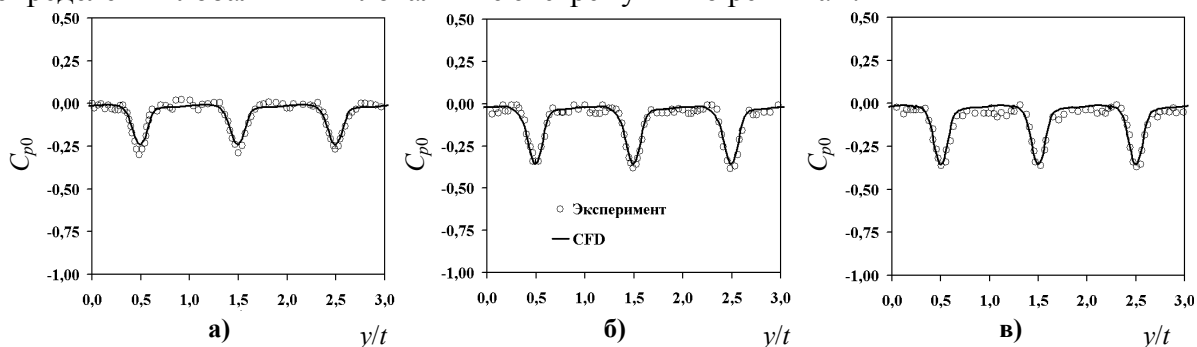


Рис. 7. Распределение коэффициента полного давления вдоль фронта решетки HS1A при $i = 0^\circ$ для режимов: $M_2 = 0,81$ (а), $M_2 = 1,03$ (б), $M_2 = 1,12$ (в)

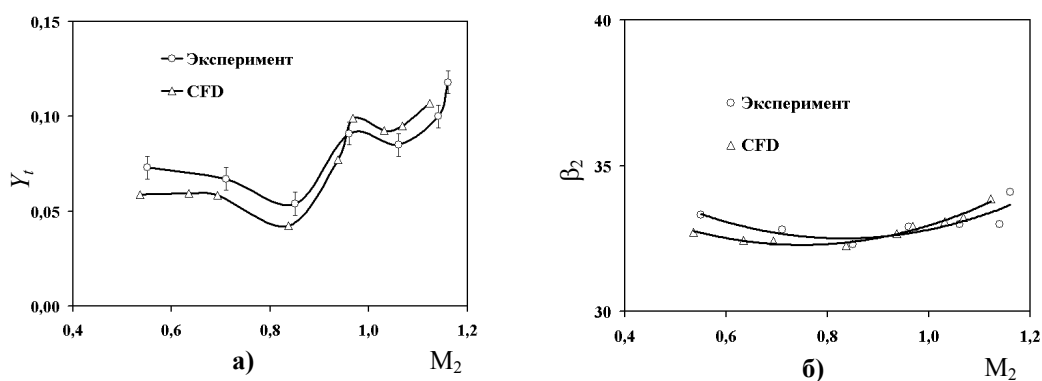


Рис. 8. Распределение коэффициента потерь (а) и угла выхода потока (б) для решетки HS1A

Изменение потерь по режимам течения имеет ту же природу, что и для решетки VKI. Минимум потерь в расчете и эксперименте получен при $M_2 \approx 0,85$ (рис. 8а, 9б). При уменьшении числа Маха скорость потока на спинке профиля уменьшается (рис. 6а) и нарастает толщина пограничного слоя (рис. 9а), что приводит к росту потерь трения. Снижение эффективности для сверхзвуковых режимов обтекания обусловлено появлением волновых потерь (рис. 6б, 6в, 9в).

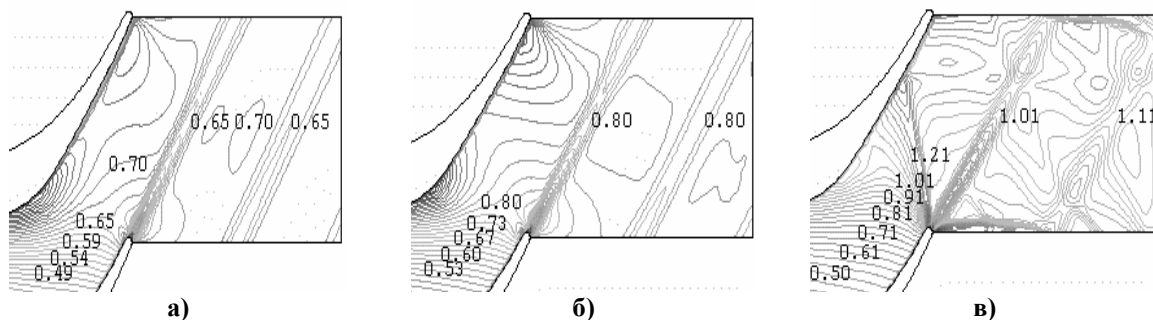


Рис. 9. Поле чисел Маха в косом срезе решетки HS1A при расчетном угле атаки для режимов: $M_2 = 0,69$ (а), $M_2 = 0,84$ (б), $M_2 = 1,12$ (в)

Абсолютные расчетные величины потерь имеют отклонения от экспериментальных значений, причем с разными знаками для дозвуковых и сверхзвуковых режимов (максимальная погрешность расчета составила $\Delta Y_t = -0,014$ для дозвуковых режимов и $\Delta Y_t = +0,007$ для сверхзвуковых). Однако, указанная точность расчета является приемлемой для большинства задач, решаемых при проектировании турбин.

На рис. 10 показана экспериментальная зависимость дополнительных потерь кинетической энергии от угла атаки, полученная обработкой опытных данных работы [11] с привлечением зависимости между коэффициентом скорости решетки и коэффициентом потерь полного давления [15]. Здесь же приведены расчетные кривые, представляющие результаты *CFD* моделирования и известные полуэмпирические зависимости (Жирицкого [5], Степанова [3] и Мустафы [15]). Упрощенная квадратичная зависимость Жирицкого учитывает только относительную величину и знак угла атаки, то есть конструктивный угол решетки и угол входа потока. Согласно Степанову, потери, кроме того, зависят и от угла выхода из решетки (конфузорности). Полиномиальная зависимость Мустафы дополнительно учитывает толщину входной кромки профиля.

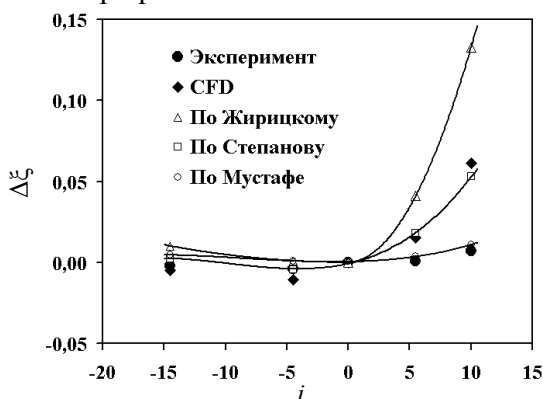


Рис. 10. Дополнительные потери кинетической энергии от угла атаки в решетке HS1A при $M_2 = 0,84$

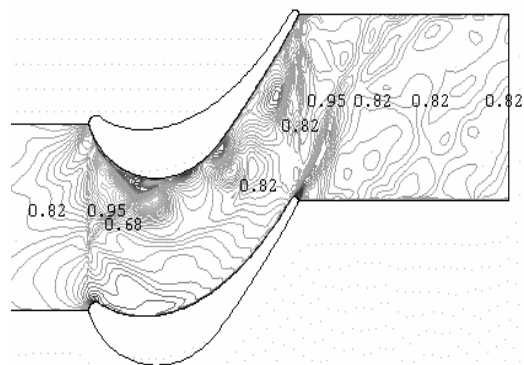


Рис. 11. Поле чисел Маха в решетке HS1A при $i = +10^\circ$ и $M_2 = 0,84$

Из графика видно, что все приведенные зависимости дают близкие результаты в области отрицательных углов атаки (расхождение значений не превышает 1 %), однако для положительных углов атаки имеются существенные отличия. Зависимость Мустафы наиболее точно описывает результаты данного эксперимента, в то время как две другие зависимости предсказывают значительно больший прирост потерь. Указанное отличие обусловлено рядом факторов, среди них: различия в типах исследованных разными авторами решеток, в условиях проведения эксперимента, в выборе определяющих параметров и др. Следует отметить, что сопоставление зависимости Мустафы с другими экспериментальными данными, проведенное в работе [8], не показало такого же хорошего согласования, а в работе [16] указано, что для большинства случаев все же предпочтительна зависимость Степанова.

При рассмотрении результатов *CFD* моделирования необходимо сделать следующее методологическое замечание:

Результаты расчетов показывают, что при значительных положительных углах атаки ($i > +5^\circ$) на спинке профиля возникает интенсивный отрыв потока. Картину такого течения при $i = +10^\circ$ можно увидеть на рис. 11. Как известно, интенсивные отрывные течения являются нестационарными, поэтому стационарное решение не

всегда существует. При существенных отрывных явлениях используемая в данной работе модель течения может лишь зафиксировать наличие отрыва потока, но оценка количественных характеристик (например, коэффициента потерь) затруднена, либо вообще не возможна с приемлемой точностью. Это обусловлено, главным образом, неадекватным моделированием турбулентности при описании такого рода процессов.

Расчетное (*CFD*) значение коэффициента потерь при больших положительных углах атаки на рисунке 10 получено осреднением квазиустановившегося решения по времени (при этом полное установление течения не было достигнуто). Таким образом, полученная расчетом величина потерь при больших углах атаки (и соответственно интенсивном отрыве) не является точной, но показывает лишь тенденцию их изменения. Однако для большинства практически значимых задач такой результат тоже вполне приемлем.

Так же необходимо сказать, что согласно экспериментальным данным работы [11] при больших углах атаки течение в решетке становится существенно «не плоским». Этот факт с одной стороны увеличивает погрешность эксперимента, а с другой стороны не позволяет сделать корректное количественное сопоставление опытных данных с расчетом, где в данной постановке задачи пространственность течения исключена. По озвученным причинам в данном исследовании «глубоко нерасчетных» режимов мы можем сравнивать и давать уверенную оценку лишь качественному характеру решения.

Анализ графиков на рис. 10 показывает, что результаты численного моделирования не выходят за рамки имеющихся представлений о влиянии угла атаки на эффективность решеток (даже с учетом указанных выше особенностей моделирования течения при больших положительных углах атаки). Кроме того, полученная расчетная зависимость согласуется с хорошо зарекомендовавшей себя зависимостью Степанова. Это позволяет говорить о достаточной точности используемого расчетного метода.

В заключении отметим, что решение с пульсациями для отрывного режима течения (рис. 11) получено с помощью стандартной версии *FlowER 4.4*. Последняя модификация решателя уже позволяет значительно улучшить качество решения. Вопросу моделирования отрывов будет посвящена одна из последующих статей.

Выводы

Результаты верификации метода расчета плоского течения вязкого газа, реализованного в программном комплексе *FlowER*, можно признать удовлетворительными. Представленная методика позволяет с приемлемой точностью моделировать течение в турбинных решетках в широком диапазоне режимных параметров, в том числе сверхзвуковое и отрывное течение.

Повышение точности моделирования «глубоко нерасчетных» режимов может быть предметом отдельного исследования влияния качества расчетной сетки и модели турбулентности.

Выбранные в ходе верификации параметры моделирования могут быть использованы для расчетного исследования и оптимизации решеток турбин.

Благодарности

Авторы выражают благодарность инженеру-конструктору отдела турбин ГП «Ивченко–Прогресс» Пике Е.Л. за участие в работе.

Литература

1. *Дейч М.Е.* Атлас профилей решеток осевых турбин / М.Е. Дейч, Г.А. Филиппов, Л.Я. Лазарев. – М.: Машиностроение, 1965. – 96 с.: ил., табл.
2. Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин / В.Д. Венедиктов, А.В. Грановский, А.М. Карелин и др. – М.: ЦИАМ, 1990. – 393 с.: ил., табл.
3. *Степанов Г.Ю.* Гидродинамика решеток турбомашин. – М.: Физматгиз, 1962. – 512 с.: ил.
4. Газовые турбины и газотурбинные установки: В 2 т. / И.И. Кириллов. – М.: Машгиз, 1956. – Т.1: Газовые турбины и компрессоры. – 432 с.: ил.
5. Газовые турбины авиационных двигателей / Г.С. Жирицкий, В.И. Локай, М.К. МаксUTOва и др. – М.: Оборонгиз, 1963. – 604 с.: ил.
6. *Хорлок Дж. Х.* Осевые турбины: газовая динамика и термодинамика / Перев. с англ. – М.: Машиностроение, 1972. – 284 с.: ил.
7. *Локай В.И.* Газовые турбины двигателей летательных аппаратов: Теория, конструкция и расчет: Учебник для вузов / В.И. Локай, В.А. МаксUTOва, В.А. Стрункин. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.: ил.
8. *Wei N.* Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines: Doctoral Thesis / ISSN 110-7990 – Stockholm, 2000. – 162 с.
9. Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багато вінцевих турбомашинах «FlowER» / С.В. Ершов, А.В. Русанов: Свідectво про державну реєстрацію прав автора на твір, ПА № 77. Державне агентство України з авторських та суміжних прав, 19.02.1996.
10. The Transonic Flow Through a plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels // R. Kiock, F. Lehtaus, N.C. Baines, C.H. Sievedring – ASME Pap., 1986 – N 108. P. 277-284.
11. Midspan Flow-Field Measurements for Transonic Linear Turbine Cascades at Off-Design Conditions // D.B.M. Jouini, S.A. Sjolander, S.H. Moustapha – ASME Pap, 2001-GT-0493.
12. *Ершов С.В.* Численный метод расчета течений невязкого и вязкого газа в решетках профилей / Ин-т пробл. машиностроения АН Украины. – Харьков, 1992. – 83 с. – Деп. в ВИНТИ 29.12.92, N 3696-B92.
13. *Бойко А.В.* Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов и др. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.
14. *Menter F.R.* Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. – 1994. – 32, № 11. – P. 1299-1310.
15. *Moustapha S.H.* An Improved Incidence Losses Prediction Method for Turbine Airfoils, S.H. Moustapha, S.C. Kacker, B Tremblay // ASME Trans., J. Turbomachinery. – 1991. – № 119. – P. 193-200.
16. *Мамаев Б.И.* Влияние угла атаки на профильные потери в турбинных решетках / Б.И. Мамаев, И.Л. Осипов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 1. – С. 66-68.

© Хомылев С.А., Резник С.Б., Ершов С.В., 2008