

УДК 621.438

Е.Н. ИВАНЧЕНКО

*Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»,
г. Харьков, Украина*

РАСЧЕТ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ЛОПАТКЕ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДИФИЦИРОВАННОЙ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ СЕБЕСИ-СМИТТА

Представлено результати чисельного дослідження турбулентного прикордонного шару по обводу профілю лопатки газової турбіни, виконане порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними. Розрахунки були виконані з використанням модифікованої моделі турбулентності Себеси-Смітта. Була отримана задовільна відповідність розрахункових та експериментальних даних.

The results of numerical investigations of a turbulent boundary layer of a gas turbine blade and comparison with the experimental data are presented. Calculated investigation are executed using the modification of the Cebeci-Smith turbulence models. Numerical results and experimental data are in good agreement

Одной из важнейших задач при проектировании газовых турбин является обеспечение надежности и экономичности работы лопаток турбины, подверженных воздействию высоких температур. На точность расчета температурного состояния лопаток большое влияние оказывает достоверность задания граничных условий теплообмена по профилю лопатки, в частности, коэффициентов теплоотдачи на профиле лопатки газовой турбины.

В основном для задания коэффициентов теплоотдачи используются данные, полученные путем проведения экспериментальных исследований. Но в связи с высокой стоимостью проведения экспериментов они не могут охватить весь спектр проектируемых конфигураций решеток и режимов их работы. Даже частичная замена физического эксперимента вычислительным существенно ускорит и удешевит исследования в направлении поиска оптимального варианта проектируемых конструкций.

В то же время точность математического моделирования должна быть подтверждена путем сравнения полученных результатов с экспериментальными данными.

Распределение локальных коэффициентов теплоотдачи по обводу профиля лопатки во многом определяется режимом течения в пограничном слое. Также большое влияние на параметры теплоотдачи оказывает тот факт, что течение в пограничном слое на лопатке подвержено влиянию продольного градиента давления, переменного как по направлению, так и по величине.

В данной работе для расчета локальных коэффициентов теплоотдачи на участке обвода профиля лопатки турбины, где наблюдается турбулентный пограничный слой, предлагается использовать модифицированную модель турбулентности Себеси-Смитта, предложенную в [1]. В исходной модели Себеси-Смитта для вычисления длины пути смешения используется постоянное значение константы турбулентности $k = 0,4$. Однако в работе [2] отмечается, что константа турбулентности зависит от градиента давления в пограничном слое и диапазон ее изменения достаточно велик. Особенностью модифицированной модели является использование в расчетах

переменного значения «константы турбулентности» k , зависящего от градиента давления в пограничном слое и определяемого по формуле

$$k_{\text{эф}} = k \sqrt{\frac{\tau}{\tau_w}}, \quad (1)$$

где

$$\frac{\tau}{\tau_w} = 1 + p^+ y^+ + \frac{1}{2} a^+ \left[c_1 + y^+ \left(c_2 (\ln y^+)^2 + c_3 \ln y^+ + c_4 \right) \right]. \quad (2)$$

Здесь $p^+ = \frac{\nu}{\rho \nu_*^3} \frac{dP}{dx}$; $a^+ = \frac{\nu}{\rho \nu_*^3} \frac{d\tau_w}{dx}$; $y^+ = \frac{y \nu_*}{\nu}$; $c_1 = -777,0$; $c_2 = 5,706$; $c_3 = 14,62$; $c_4 = 15,08$.

Эта формула обобщает опытные данные 16 типов равновесных и неравновесных течений и дает погрешность в вычислении $k_{\text{эф}}$ не более $\pm 5\%$ [2]. Значения p^+ и a^+ , используемые в формуле (2), для увеличения точности расчета отыскиваются в итерациях.

Модифицированная модель, так же как и модель турбулентности Себеси-Смитта, является двухслойной. Согласно рекомендациям работы [1], для расчета длины пути смешения в первом слое используется уравнение

$$l^* = ky^* \left[\text{th} \left(\frac{0,012y^*}{k} \right)^{0,5} \right]^2, \quad (3)$$

где l^* – безразмерная длина пути смешения, $l^* = \frac{l \nu_*}{\nu}$; y^* – безразмерная координата,

$y^* = \frac{y \nu_*}{\nu}$. «Константа турбулентности» k определяется по формуле (1).

Во втором (внешнем) слое турбулентная вязкость принимается такой же, как и в модели Себеси-Смитта

$$\nu_{\tau 0} = 0,0168 \delta^* u_i \gamma_k, \quad (4)$$

где δ^* – толщина вытеснения, γ_k – коэффициент перемежаемости Клебанова

$$\gamma_k = \left[1 + 5,5 \cdot \left(\frac{y}{\delta} \right)^6 \right]^{-1}. \quad (5)$$

Переход от уравнения (3) к уравнению (4) осуществляется в точке, где турбулентная вязкость в буферном слое $\nu = l^2 \frac{\partial u}{\partial y}$ (l определяется уравнением (3)) равна турбулентной вязкости во внешней части пограничного слоя $\nu_{\tau 0}$, определяемой уравнением (4).

Для определения толщины слоя вязкого течения использовалось соотношение,

предложенное в [3]:

$$\delta = 1,936 y_{\max} , \quad (6)$$

где y_{\max} , согласно модели Болдвина-Ломакса, является координатой, соответствующей максимальному значению функции F :

$$F(y) = y \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right| \left[1 - \exp\left(-\frac{y^+}{26}\right) \right] , \quad (7)$$

где $y^+ = \frac{\sqrt{\rho_w \tau_w}}{\mu} y$.

Для расчета в настоящей работе использовалась система дифференциальных уравнений турбулентного пограничного слоя, включающая уравнения движения, неразрывности и энергии, осредненные по времени. Уравнения решались с использованием конечно-разностного метода Плетчера [5], который отличается простотой алгоритма, приемлемой точностью результатов и устойчивостью вычислительных процессов. Необходимые для начала расчета распределения скоростей u и v были получены путем расчета обтекания профиля лопатки в зоне ламинарного и переходного течений.

Для сравнительных расчетов были использованы экспериментальные данные, полученные на кафедре турбиностроения НТУ «ХПИ» [4]. В этой работе были исследованы 5 профилей лопаток газовых турбин, а локальные коэффициенты теплоотдачи измерялись в опытах с двумя решетками (активного типа Т-4 и реактивного типа ТС-1А). Опыты были проведены при различных числах Рейнольдса набегающего потока: $1,68 \cdot 10^5$, $2,5 \cdot 10^5$ и $3,32 \cdot 10^5$. Развитый турбулентный пограничный слой наблюдался только на выпуклой стороне профиля ТС-1А на участке, следующем за точкой $X/L = 0,36$ (в опыте с $Re = 1,68 \cdot 10^5$) и на участке, следующем за точкой $X/L = 0,35$ (в опытах с $Re = 2,5 \cdot 10^5$ и $Re = 3,32 \cdot 10^5$).

На рисунке приведено сравнение полученных посредством численного расчета значений коэффициентов теплоотдачи с экспериментальными данными. Результаты хорошо согласуются между собой, что свидетельствует об эффективности предложенной модели расчета турбулентного пограничного слоя на лопатке турбины. Следует отметить, что лучшее соответствие с экспериментом было получено в расчете течения при числе Рейнольдса набегающего потока $3,32 \cdot 10^5$.

На этом же рисунке приведены расчеты, выполненные с использованием стандартной модели турбулентности Себеси-Смитта. Полученные результаты позволяют сделать вывод, что для случая обтекания турбинной лопатки использование модифицированной модели турбулентности, которая учитывает влияние градиента давления в пограничном слое, позволяет увеличить точность расчета коэффициентов теплоотдачи.

В заключении хочется отметить, что проведенная работа показала возможность использования алгебраических моделей турбулентности, отличающихся простотой алгоритма, для расчета параметров турбулентного пограничного слоя на лопатке турбины.

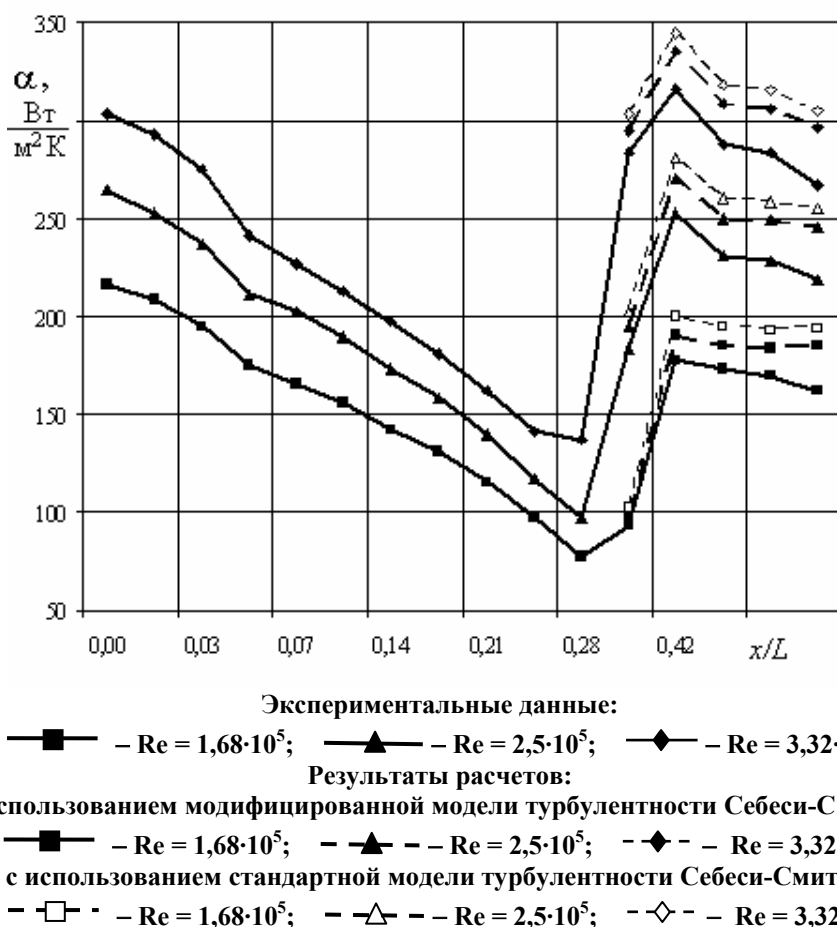


Рис. Распределение коэффициентов теплоотдачи на выпуклой стороне профиля ТС-1А

Литература

1. Капинос В.М. Алгебраические модели турбулентности (Монография) / В.М. Капинос, Е.Н. Иванченко. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. – 153 с.
2. Galbraith R.A. Mixing Length in the Wall Region of Turbulent Boundary Layers / R.A. Galbraith, S. Sjolander, M.R. Head // The Aeronautical Quarterly. – 1977. – Vol. 28, part 2. – P. 97-110.
3. Baldwin B. Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for the Separated Turbulent Flows / B. Baldwin, H. Lomax // AIAA Paper. – 1978. – N. 257. – P. 1-8.
4. Исследовать приемы повышения экономичности ступеней высокого давления паровых турбин большой единичной мощности. Исследование локального и среднего теплообмена в решетках турбинных лопаток в условиях низкотурбулентного потока: Отчет о НИР (промежут.) / ХПИ; Руководитель В.М. Капинос. – № ГР 0182.3027562; Инв. № 02860.0081440. – Харьков, 1982. – 54 с.
5. Плетчер Р.Х. О конечноразностном решении уравнений турбулентного пограничного слоя при течении жидкости с постоянными свойствами // Ракетная техника и космонавтика. – 1969. – Т. 7, № 2. – С. 138-146.

© Иванченко Е.Н., 2009