

УДК 621.438

Е.Н. ИВАНЧЕНКО, старший преподаватель НТУ «ХПИ», г. Харьков

**РАСЧЕТ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ЛОПАТКЕ ГАЗОВОЙ
ТУРБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ,
УЧИТЫВАЮЩЕЙ СТЕПЕНЬ ТУРБУЛЕНТНОСТИ
ВНЕШНЕГО ПОТОКА**

Представлені дослідження математичного моделювання процесів теплообміну по обводу профілю лопатки газової турбіни, виконане порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними. Розрахунки були виконані з використанням моделі турбулентності, що враховує ступінь турбулентності зовнішнього потоку. Була отримана задовільна відповідність розрахункових і 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 turbulence models, which takes into account of the free-stream turbulence level. Numerical results and experimental data are in good agreement.

При проектировании современных газотурбинных установок одной из важнейших задач является определение температурного состояния лопаток газовой турбины. Для задания коэффициентов теплоотдачи по обводу профиля лопатки, которые оказывают большое влияние на точность расчета поля температур, используются как экспериментальные, так и вычислительные методы. Следует отметить, что использование вычислительных методов должно подтверждаться сравнением с экспериментальными данными.

Режим течения по обводу профиля лопатки газовой турбины во многом определяет процесс теплоотдачи, и, соответственно, величину коэффициентов теплоотдачи. Также одним из факторов, влияющих на данный процесс, является степень турбулентности внешнего потока.

В данной работе для расчета локальных коэффициентов теплоотдачи на участке обвода профиля лопатки турбины предлагается использовать предложенную в работе [1] модель турбулентности, учитывающую повышенную степень турбулентности внешнего потока. Эта модель основывается на использовании профиля скорости Коулса, который дает возможность для определения напряжения трения в области, где $yu_*/\nu > 30$, ввести в число аргументов степень турбулентности Tu .

Профиль скорости Коулса, согласно опытным данным Эванса [2], для течений с повышенной степенью турбулентности принимает вид

$$\frac{u}{v_*} = \frac{1}{k} \ln \frac{yu_*}{\nu} + B + (1 - 5Tu) \frac{\Pi}{k} w, \quad (1)$$

где $k = 0,4$; $B = 5,1$; w – функция следа, $w = 1 - \cos\left(\pi \frac{y}{\delta}\right)$.

В уравнении (1) параметр Π определен при $Tu = 0$, поэтому для его исключения воспользуемся зависимостью

$$\Pi = \frac{k}{2} \left(\frac{1}{\omega} - \frac{1}{k} \ln \frac{\delta \omega u_l}{\nu} - B \right), \quad (2)$$

которая получена посредством преобразования исходного профиля скорости Коулса [1]. Проведя преобразования, получим

$$\frac{du}{dy} = \frac{\omega u_l}{k} \left[\frac{1}{y} + \frac{\pi k}{2\delta} (1 - 5Tu) \sin \pi \frac{y}{\delta} \left(\frac{1}{\omega} - \frac{1}{k} \ln \frac{\delta \omega u_l}{v} - B \right) \right]. \quad (3)$$

Итак, модель турбулентности принимает следующий вид:

▪ для слоя, где $y^* / \nu > 30$, для определения напряжения трения используется зависимость

$$\tau = 0,0168 \delta^* u_l \gamma_k \frac{du}{dy}, \quad (4)$$

где производная скорости определяется по зависимости (3). Толщина пограничного слоя определяется следующим образом [1]:

$$\delta = 2\delta^* \left/ \left[2 \frac{\omega}{k} + (1 - 5Tu) \left(1 - \frac{\omega}{k} \ln \frac{\delta \omega u_l}{v} - B \omega \right) \right] \right. \quad (5)$$

▪ для первого слоя используем зависимость

$$l^* = ky^* \left[\operatorname{th} \left(\frac{0,012 y^*}{k} \right)^{0,5} \right]^2, \quad (6)$$

где l^* – безразмерная длина пути смешения, $l^* = l\nu_*/\nu$; y^* – безразмерная координата, $y^* = \frac{y\nu_*}{\nu}$. «Константа турбулентности» k определяется по формуле:

$$k_{\text{эф}} = k \sqrt{\frac{\tau}{\tau_w}}, \quad (7)$$

где

$$\frac{\tau}{\tau_w} = 1 + p^* y^* + \frac{1}{2} a^* \left[c_1 + y^* \left(c_2 (\ln y^*)^2 + c_3 \ln y^* + c_4 \right) \right]. \quad (8)$$

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

Зависимости (7) и (8) позволяют учесть нелинейность зависимости длины пути смешения от «константы турбулентности» k , а также k от градиента давления. Эффективность применения приведенных зависимостей для расчета коэффициента теплоотдачи по обводу профиля лопатки газовой турбины отмечена в работе [3]. Использование приведенных зависимостей позволяет увеличить точность расчетов параметров пограничного слоя, что отмечено в работе [1].

Для сравнительных расчетов были использованы экспериментальные данные [4], которые содержат исследование локального теплообмена на профиле лопатки

ТС-1А при степени турбулентности набегающего потока $Tu_1 = 0,8-9,6 \%$. На выпуклой стороне профиля на участке, следующем за точкой $x/L = 0,36$, наблюдался турбулентный режим течения.

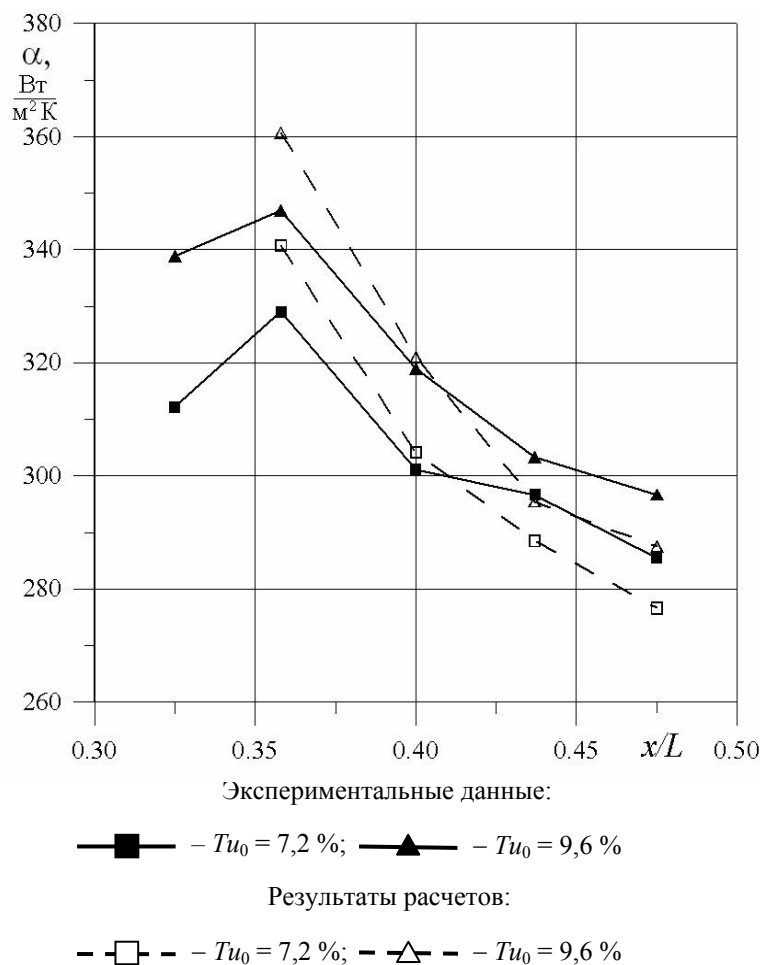


Рис. Распределение коэффициентов теплоотдачи на выпуклой стороне профиля ТС-1А

На рисунке приведено сравнение полученных в результате математического моделирования коэффициентов теплоотдачи с экспериментальными данными. Результаты хорошо согласуются между собой, за исключением начального участка. Это может быть объяснено неточностью задания координат точки перехода от переходного режима течения к турбулентному на профиле лопатки, так как, как отмечается в [5], при повышении степени турбулентности происходит смещение координат вверх по потоку. Это оказывает влияние на развитие теплового пограничного слоя, и, следовательно, на локальный теплообмен.

Приведенные результаты свидетельствуют о возможности использования предлагаемых моделей турбулентности в расчетах

коэффициентов теплоотдачи на профилях турбинных лопаток на участках, где наблюдается турбулентный режим течения.

Список литературы: 1. Капинос В.М. Алгебраические модели турбулентности / В.М. Капинос, Е.Н. Иванченко. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. – 153 с. 2. Evans R.J. Free Stream Turbulence Effects on Turbulent Boundary Layers in an Adverse Pressure Gradient // AIAA Journal. – 1985. – Vol. 23, №11. – P. 1814–1816. 3. Иванченко Е.Н. Расчет пограничного слоя на лопатке газовой турбины с использованием модифицированной модели турбулентности Себеси-Смитта // Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. Вестник НТУ «ХПИ»: Сб. научн. трудов. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2009. – №3. – С. 134-137. 4. Капинос В.М. Экспериментальное исследование влияния степени турбулентности набегающего потока на теплообмен в решетках турбинных лопаток / В.М. Капинос, А.Ф. Слитенко, В.Б. Титов, М.Л. Воловельский // Энергетическое машиностроение. – 1978. – Вып. 25.– С. 15-19. 5. Слитенко А.Ф. Охлаждение деталей и узлов газовых турбин. Учебное пособие – К.: УМК ВО, 1982 – 176 с.

© Иванченко Е.Н., 2010
Поступила в редколлегию 14.02.10