

УДК 621.45.02:536.24

А.А. КАЩЕНКО

Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ТЕПЛОТДАЧИ НА ТОРЦЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ СОПЛОВЫХ АППАРАТОВ ТУРБИН

Приведена методика расчёта граничных условий теплоотдачи на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин при отношении высоты лопаток к шагу их установки $h/t \leq 1,0$ и различной толщине пограничного слоя на входе. Предложено уравнение подобия локального теплообмена в сопловых аппаратах газовых турбин, учитывающее влияние кривизны линий тока, пространственности течения в пограничном слое, продольного градиента давления, эффектов стекания потока в области вогнутой и натекания в области выпуклой поверхностей профилей лопаток.

Ключевые слова: вторичные течения, торцевые поверхности сопловых аппаратов газовых турбин, методика расчёта граничных условий теплоотдачи, отношение $h/t \leq 1,0$, толщина пограничного слоя на входе, уравнение подобия локального теплообмена.

Введение

Постановка проблемы. Стремление к дальнейшему повышению тягово-экономической эффективности современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) привело к созданию высокоперепадных и высокотемпературных газовых турбин. При проектировании таких турбин отношение высоты лопаток h к шагу их установки в лопаточных венцах t уменьшается и при температуре газа на входе в турбину $T_r^* = (1500 \dots 1700) \text{ К}$ относительная высота лопаток $\bar{h} = h/t$ становится ≤ 1 . В этом случае в межлопаточных каналах сопловых аппаратов имеет место сложное трехмерное вихревое течение, которое занимает практически все сечение канала. На рис. 1 показана структура вторичных течений в соответствии с данными [1]. В настоящее время около 60% омываемой газом площади лопаточных венцов турбины приходится на торцевые поверхности межлопаточных каналов. Очевидно, что: уменьшение \bar{h} ведет к увеличению доли площади торцевой поверхности лопаточных венцов, а стремление к увеличению T_r^* требует всё более эффективной её тепловой защиты; выигрыш от повышения T_r^* будет тем больший, чем меньше будут потери энергии на охлаждение. Проблему существенной противоречивости требований при проектировании систем охлаждения горячих частей турбины необходимо решать путём оптимизации способов их охлаждения и конструирования, а также путём внедрения надежных методик расчета граничных условий теплоотдачи торцевых поверхностей межлопаточных каналов.

Анализ последних достижений и публикаций. Исследования [1...3] показывают, что торцевые стенки имеют значительную неравномерность ло-

кальных коэффициентов теплоотдачи α . Это обусловлено наличием пространственного пограничного слоя и влиянием вторичных течений. В работе [1] приведен обзор данных по физической структуре течения в криволинейных каналах и сопловых аппаратах с отношением \bar{h} , близким к единице.

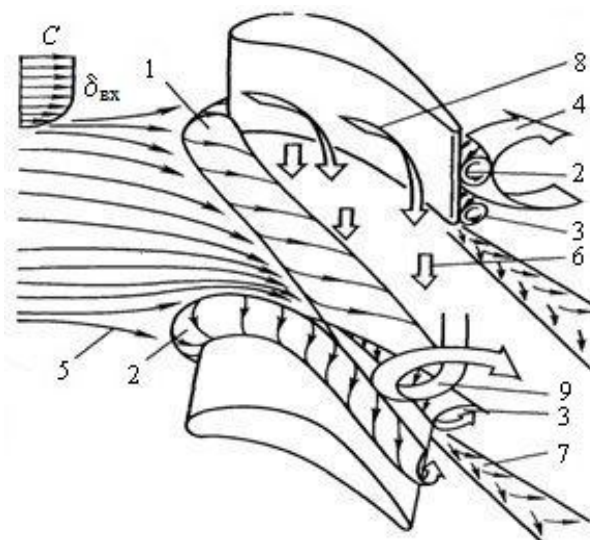


Рис. 1. Структура вторичных течений в сопловом аппарате газовой турбины:

- 1, 2 – ветви подковообразного вихря; 3 – угловой вихрь; 4 – канальный вихрь; 5 – линии тока;
- 6 – поперечные течения; 7 – вихревая пелена;
- 8 – стекание линий тока; 9 – натекание линий тока

По сравнению с количеством имеющихся в литературе газодинамических исследований, объём информации о влиянии вторичных течений на теплообмен в турбинных решетках значительно меньше. Отдельные аспекты теплообмена около торцевой поверхности рассмотрены в работах [2, 3]. Из имеющихся данных не ясно: как меняется теплоотдача торцевых поверхностей при изменении интен-

сивности вторичных течений, например, при уменьшении \bar{h} и увеличении толщины $\delta_{\text{вх}}$ накопленного пограничного слоя на входе в турбинную решетку; какова степень влияния канального, углового и подковообразного вихрей на теплоотдачу торцевых стенок. Кроме того, в этих работах нет общей методики расчёта граничных условий теплоотдачи на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин в условиях интенсивных вторичных течений, что делает результаты этих работ малопригодными для разработки и проектирования систем их тепловой защиты.

Формулировка цели статьи. В настоящей работе предложена методика расчёта граничных условий теплоотдачи на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин при отношении $\bar{h} \leq 1,0$ и различной толщине пограничного слоя на входе.

Изложение основного материала

Процесс конвективного теплообмена на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин, при безотрывном не изотермическом течении вязкого сжимаемого газа, математически описывается системой дифференциальных уравнений и условиями однозначности. Ввиду сложности системы уравнений и условий однозначности, содержащих большое количество переменных, ее аналитическое решение не может быть получено в общем виде. Наиболее достоверные частные решения задачи, при заданных конкретных значениях исходных аргументов, могут быть получены эмпирическими методами. В процессе экспериментальных исследований опытные данные обобщают методами теории подобия. В данной работе: анализ подобия выполнен для условий стационарного теплообмена; критерии подобия, характеризующие теплообмен, определены методом приведения уравнений к безразмерному виду; использована система криволинейных координат Мэйджера (см. рис. 2). Введем обозначения: p , T_f – давление и температура в ядре потока газа; T_w – температура стенки; C – скорость потока на внешней границе пограничного слоя; u , v , w – проекции вектора скорости C на оси криволинейной системы координат; ρ – плотность газа в ядре потока. За масштаб длины выбрана хорда профиля b_0 , скорости отнесены к среднерасходной скорости на входе в объект исследования C_1 , температуры к температуре на входе T_{f1} , давления – к удвоенному динамическому напору $\rho_1 \cdot C_1^2$. Безразмерные величины отмечены чертой сверху, например:

$$\bar{u} = u/C_1; \bar{x} = x/b_0; \bar{\rho} = \rho/\rho_1 \text{ и т.д.}$$

Анализ системы дифференциальных уравнений и условий однозначности показывает, что структура

критериального уравнения, описывающего локальный стационарный конвективный теплообмен на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин, имеет вид

$$Nu = f \left(Re, Pr, \text{tg}\theta_w, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{x}}, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}}, \frac{\bar{z}}{\bar{R}}, \frac{T_w}{T_f}, \frac{T_f^*}{T_f} \right), \quad (1)$$

где Nu , Re , Pr – локальные числа Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля; $\text{tg}\theta_w$ – критерий характеризующий степень “закрученности” профиля скорости пространственного пограничного слоя (θ_w – угол отклонения продольной составляющей скорости \bar{u} от направления \bar{c} при $y \rightarrow 0$, см. рис. 2); $1/\bar{\rho} \cdot (\partial \bar{p} / \partial \bar{x})$, $1/\bar{\rho} \cdot (\partial \bar{p} / \partial \bar{z})$ – критерии, отражающие влияние на теплообмен продольного и поперечного градиентов давления; \bar{z}/\bar{R} – критерий, учитывающий изменение кривизны линий тока внешнего течения по ширине канала; T_w/T_f , T_f^*/T_f – комплексы, отражающие влияние неизотеричности и сжимаемости течения.

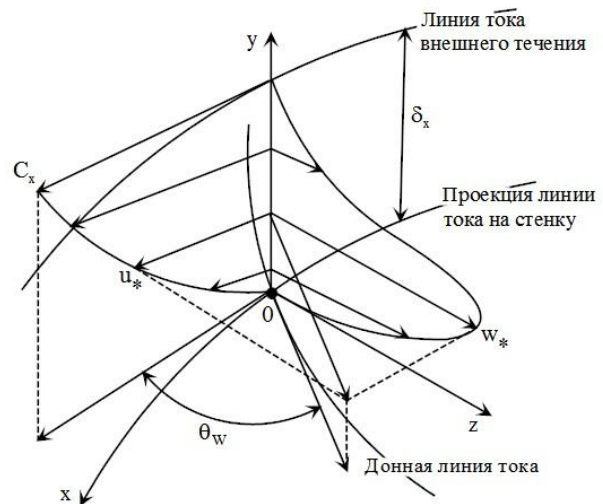


Рис. 2. Система координат и профиль скорости трёхмерного пограничного слоя

Модельные исследования газодинамики и теплообмена на торцевых поверхностях, организованы так, чтобы исключить влияние ряда факторов, входящих в функциональную зависимость (1). Эксперименты проведены в квазиизотермических условиях и в диапазоне чисел Маха, исключающем влияние сжимаемости потока. Поэтому в модельных исследованиях из (1) можно исключить комплексы: T_f^*/T_f и T_w/T_f .

Кроме того, хорошо известна критериальная зависимость безразмерного коэффициента теплоотдачи Nu_0 плоской гладкой поверхности, находящейся в безградиентном квазиизотермическом потоке газа от чисел Рейнольдса Re и Прандтля Pr :

$$Nu_0 = 0,0296 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,43}, \quad (2)$$

здесь Nu_0 , Re – локальные числа Нуссельта и Рейнольдса.

Уравнение (2) позволяет учесть влияние на теплообмен чисел Re и Pr и, тем самым, сократить степень неопределенности функциональной зависимости (1). Вдоль средней линии канала критерий \bar{z}/\bar{R} отсутствует в (1), поэтому для неё можно записать

$$\frac{Nu}{Nu_0} = f\left(\operatorname{tg}\theta_w, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{x}}, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}}\right). \quad (3)$$

При изучении процесса теплоотдачи на торце в области вогнутой и выпуклой поверхности профиля в правую часть зависимости (3) необходимо ввести критерий \bar{z}/\bar{R}

$$\frac{Nu}{Nu_0} = f\left(\operatorname{tg}\theta_w, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{x}}, \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}}, \frac{\bar{z}}{\bar{R}}\right). \quad (4)$$

Таким образом, при обобщении опытных данных по теплообмену на торцевых поверхностях сопловых аппаратов в критериальное уравнение теплообмена на пластине (2) необходимо вводить дополнительные критерии, учитывающие воздействие на теплообмен продольного и поперечного градиентов давления, вторичных течений и изменение кривизны линий тока внешнего течения по ширине канала. Комплекс $1/\bar{\rho} \cdot (\partial \bar{p} / \partial \bar{x})$ можно заменить, используя метод эффективной длины. Согласно [4] эффективная длина определяется выражением

$$x_{\text{эфф}} = \frac{\int_0^x \bar{\rho} \cdot c \cdot dx}{\bar{\rho} \cdot c}. \quad (5)$$

В дальнейшем использована относительная эффективная длина, поскольку она не зависит от условий на входе в объект исследования. Если принять за характерные величины скорости и плотности их среднemasовые значения на входе в межлопаточный канал, а в качестве характерной длины хорду профиля, то можно записать:

$$\bar{x}_{\text{эфф}} = \frac{x_{\text{эфф}}}{x} = \frac{\int_0^{\bar{x}} \bar{\rho} \cdot \bar{c} \cdot d\bar{x}}{\bar{\rho} \cdot \bar{c} \cdot \bar{x}}, \quad (6)$$

где x – текущее значение продольной криволинейной координаты.

Из рис. 2 следует, что при $y = \delta \rightarrow \bar{u} = \bar{c}$, тогда

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}} = \frac{\bar{\rho} \cdot \bar{c}^2 \cdot b_0}{R}, \quad (7)$$

где $(\bar{\rho} \cdot \bar{c}^2 \cdot b_0)/R$ – безразмерная центробежная

сила, действующая на частицы жидкости и уравновешивающая поперечный градиент давления на внешней границе пограничного слоя; δ – толщина пограничного слоя; b_0/R – относительная кривизна характерных линий исследуемой поверхности.

Влияние вторичных течений учитывает критерий $\operatorname{tg}\theta_w$, величина которого отражает степень пространственности потока. Кроме того, на теплоотдачу торцевой поверхности в области вогнутой и выпуклой стенок профиля, оказывает влияние дополнительный фактор, обусловленный канальным вихрем. Суть его влияния проявляется в эффектах “вдува” потока в пограничный слой у вогнутой стенки, и “отсоса” у выпуклой. Эти дополнительные эффекты в области вогнутой и выпуклой стенок профиля учитываются критерием \bar{z}/\bar{R} .

При изменении высоты канала и толщины пограничного слоя на входе, очевидно, интенсивность вторичных течений меняется. Кроме того, при изменении высоты профилей имеет место нарушение геометрического подобия объектов исследования.

Поэтому критерий \bar{z}/\bar{R} необходимо использовать в виде $d_{\text{экв}}/R$. Здесь $d_{\text{экв}} = 4F/\Pi$ – эквивалентный диаметр канала; F , Π – текущее значение площади и периметра поперечного сечения канала; R – текущий радиус кривизны характерных линий канала. Площадь и периметр можно определить по формулам:

$$F = L_{\text{экв}} \cdot h; \quad \Pi = 2 \cdot (L_{\text{экв}} + h), \quad (8)$$

где $L_{\text{экв}}$ – текущая длина эквипотенциали; h – высота канала.

Таким образом, неопределённость уравнений (3), (4) сводится к выявлению степени влияния критериев (6), (7), $\operatorname{tg}\theta_w$ и $d_{\text{экв}}/R$ на теплоотдачу к торцевой поверхности. Степень влияния каждого из этих факторов можно найти при неизменных остальных критериях. В соответствии с (3), (4) могут быть получены уравнения подобия. При их записи необходимо использовать принцип суперпозиции отдельных воздействий. С учетом этого принципа критериальное уравнение для средней линии канала примет вид

$$Nu = Nu_0 \cdot \varepsilon_R \cdot \varepsilon_B \cdot \varepsilon_F. \quad (9)$$

В области вогнутой и выпуклой стенок профиля критериальное уравнение записывается как:

$$Nu = Nu_0 \cdot \varepsilon_R \cdot \varepsilon_B \cdot \varepsilon_F \cdot \varepsilon_*, \quad (10)$$

где ε_R , ε_B , ε_F , ε_* – степенные функции, учитывающие влияние кривизны линий тока, пространственности течения, продольного градиента давления, эффектов в области вогнутой и выпуклой стенок профиля, соответственно. Аналитические выражения функций имеют вид:

$$\varepsilon_R = \left(1 + \frac{\bar{\rho} \cdot \bar{c}^2 \cdot b_0}{R}\right)^n; \quad \varepsilon_B = (1 + \operatorname{tg}\theta_w)^m;$$

$$\varepsilon_F = \left(\frac{\int_0^{\bar{x}} \bar{\rho} \cdot \bar{n} \cdot d\bar{x}}{\bar{\rho} \cdot \bar{n} \cdot \bar{x}}\right)^k; \quad \varepsilon_* = \left(1 + \frac{d_{\text{ЭКВ}}}{R}\right)^s,$$

где n, m, k, s – константы.

Вид функций выбран из условия отсутствия их влияния на уравнение подобия при отсутствии учитываемых ими факторов в данном месте поверхности. Локальные значения газодинамических и тепловых величин, необходимые для расчета функций $\varepsilon_R, \varepsilon_B, \varepsilon_F, \varepsilon_*$ и Nu/Nu_0 в заданном диапазоне изменения граничных условий, требуется определить опытным путем.

Чтобы рассчитать локальные значения величин, входящих в уравнение подобия (9), необходимо знать распределение скорости потока на внешней границе пограничного слоя, углы "скоса" донных линий тока θ_w и изменение относительной кривизны линий тока b_0/R по торцевой поверхности. Локальная величина относительной скорости потока \bar{c} и ее изменение при различных значениях \bar{h} и $\delta_{\text{вх}}$ в криволинейном канале и решетке профилей определялась экспериментальным путем. В несжимаемых потоках величина \bar{c} не зависит от числа Рейнольдса на входе Re_1 . При увеличении местных чисел Маха более 0,4 начинает проявляться сжимаемость потока, и величина \bar{c} возрастает при увеличении Re_1 . Исследования газодинамики в сопловом аппарате турбины, проведенные в натуральных условиях, показывают, что наибольшие отличия \bar{c} от соответствующих значений, полученных в модельных испытаниях, наблюдаются в области горла и в косом срезе канала. Поэтому для этих областей необходимо скорректировать значения \bar{c} , используя данные натуральных экспериментов.

Изменение тангенса угла "скоса" донных линий тока $\operatorname{tg}\theta_w$, в заданном диапазоне изменения граничных условий, получено опытным путем. В качестве радиуса кривизны линий тока взят радиус характерных линий канала. После экспериментального определения характера и области изменения функций $\varepsilon_R, \varepsilon_B, \varepsilon_F, \varepsilon_*$ и Nu/Nu_0 , в заданном диапазоне изменения граничных условий, была решена задача обобщения опытных данных, которая сводится к определению численных значений констант в уравнениях подобия (9), (10). Эта задача решена одним из методов нелинейного программирования - методом Пауэлла. Вначале был выполнен поиск констант n, m, k уравнения (9), описывающего

теплоотдачу в области средней линии канала. При изменении граничных условий \bar{h} и $\delta_{\text{вх}}$ численные значения констант практически не менялись. В расчетах можно принимать следующие значения констант: $n = -0,09$; $m = 0,54$; $k = 0,30$. Затем, сохраняя численные значения n, m, k , выполнялся поиск величины s в области вогнутой и выпуклой стенок канала. Численные значения s менялись при изменении \bar{h} и $\delta_{\text{вх}}$. График изменения s от \bar{h} и $\delta_{\text{вх}}$ представлен на рис. 3.

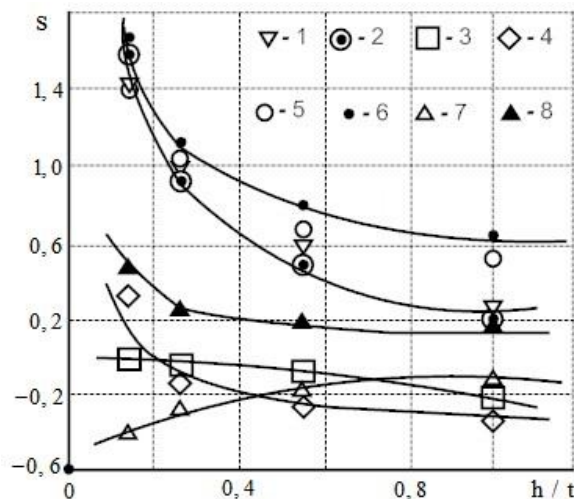


Рис. 3. Показатель степени в функции ε_* . Криволинейный канал: $Re_1 = (3,7...5,0) \cdot 10^5$, вогнутая стенка: 1 - $\delta_{\text{вх}} = 1$ мм, 2 - $\delta_{\text{вх}} = 5$ мм, выпуклая стенка: 3 - $\delta_{\text{вх}} = 1$ мм, 4 - $\delta_{\text{вх}} = 5$ мм. Модель соплового аппарата турбины: $Re_1 = (2,2...3,3) \cdot 10^5$, вогнутая стенка: 5 - $\delta_{\text{вх}} = 2$ мм, 6 - $\delta_{\text{вх}} = 10$ мм, выпуклая стенка: 7 - $\delta_{\text{вх}} = 2$ мм, 8 - $\delta_{\text{вх}} = 10$ мм

Влияние неизотермичности ε_T и сжимаемости ε_M потока на теплоотдачу торцевых поверхностей может быть учтено поправочными функциями [4]:

$$\varepsilon_T = (T_w/T_e)^{0,4+0,2 \exp^{-\tau w}}; \quad (11)$$

$$\varepsilon_M = (1 + \tau w)^{0,11}, \quad (12)$$

где T_w - температура торцевой поверхности.

При этом теплоемкость, плотность, вязкость и теплопроводность газа считаются по эффективной температуре потока T_e , которая определяется по формуле [4]

$$T_e = T_\Gamma^* (1 + \tau w), \quad (13)$$

здесь $w = \frac{k-1}{2} \cdot M^2$; M - локальное число Маха;

$\tau = 0,88$ - коэффициент восстановления полной температуры потока; k - показатель адиабаты.

Проверка работоспособности уравнения (10) в высокотемпературных условиях выполнялась путем сравнения рассчитанных коэффициентов теплоотдачи с полученными в эксперименте. Критериальное

уравнение (10) аппроксимирует опытные данные с максимальной относительной погрешностью $\pm 15\%$.

Заключение

Предложенная методика расчёта граничных условий теплоотдачи на торцевых поверхностях сопловых аппаратов турбин при отношении $h/t \leq 1,0$ и различной толщине пограничного слоя на входе, позволяет учесть влияние на локальный теплообмен торцевых поверхностей кривизны линий тока, пространственности течения в пограничном слое, продольного градиента давления, а также влияние вихревых структур, возникающих при течении потока в сопловых аппаратах газовых турбин.

Литература

1. Сивердинг, С.Н. *Современные достижения в исследовании основных особенностей вторичных*

течений в каналах турбинных решеток [Текст] / С.Н. Сивердинг // Энергет. машины и установки. - 1985. - № 2. - С. 1 – 15.

2. *Экспериментальное исследование теплообмена на торцевых поверхностях и лопатках в крупномасштабной турбинной решетке [Текст] / М.Ф. Блэр, Р.А. Грациани, Ж.Р. Тэйлор, Р.Е. Мэйл // Энергет. машины и установки. - 1980. - № 2. - С. 29 – 39.*

3. *Исследование локального теплообмена на торцевой поверхности модели соплового аппарата [Текст] / А.А. Халатов, К.И. Капитанчук, А.С. Коваленко, А.Н. Труфанов // Изв. вузов. Авиац. техника. - 1986. - № 2. - С. 68 – 80.*

4. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: учеб. для авиационных специальностей вузов [Текст] / В.С. Авдеевский, Б.М. Галицкий, Г.А. Глебов и др.; под общ. ред. В.С. Авдеевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.*

Поступила в редакцию 01.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. ЭТ С.А.Калкаманов, Харьковский национальный университет городского хозяйства им. А.Н.Бекетова, Харьков, Украина.

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕПЛОВІДДАЧІ НА ТОРЦЕВИХ ПОВЕРХНЯХ СОПЛОВИХ АПАРАТІВ ТУРБІН

О.О. Кащенко

Наведено методику розрахунку граничних умов тепловіддачі на торцевих поверхнях соплових апаратів турбін при відношенні висоти лопаток до кроку їхньої установки $h/t \leq 1,0$ і різній товщині прикордонного шару на вході. Запропоновано рівняння подоби локального теплообміну в соплових апаратах газових турбін, що враховує вплив кривизни ліній струму, просторовості плинину в прикордонному шарі, поздовжнього градієнта тиску, ефектів стоку потоку в області вигнутої й підйому в області опуклій поверхонь профілів лопаток.

Ключові слова: вторинні плинни, торцеві поверхні соплових апаратів газових турбін, методика розрахунку граничних умов тепловіддачі, відношення $h/t \leq 1,0$, товщина прикордонного шару на вході, рівняння подоби локального теплообміну.

CALCULATION OF HEAT TRANSFER BOUNDARY ON THE END FACE TURBINE NOZZLES

A.A. Kaschenko

The technique of calculating the boundary conditions on heat transfer surfaces of the nozzle end of turbine blades with respect to the height of installation step $h/t \leq 1,0$ and varying thickness of the boundary layer at the inlet. An equation for the similarity of local heat transfer in gas turbine nozzle assembly, which takes into account the influence of the curvature of the current lines of spaciousness in the boundary layer, spatiality in the boundary layer, pressure gradient, the effects of run-off flow in concave and convex areas of leakage in the surface profile of the blades.

Keywords: secondary flow, the end surface of the gas turbine nozzle apparatus, method of calculating heat transfer boundary conditions, the ratio $h/t \leq 1,0$, the boundary layer thickness at the inlet, the similarity of local heat transfer equation.

Кащенко Александр Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры «Теоретическая механика и гидравлика», Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина, e-mail: k7a7a7@mail.ru