

## РЕЗУЛЬТАТЫ ОПЫТОВ ПО ТЕПЛООБМЕНУ В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТУРБИН И КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2016 А.Г. Каримова, С.Г. Дезидерьев

Казанский национальный исследовательский технический университет  
имени А.Н. Туполева -КАИ

### EXPERIMENTAL DATA OF HEAT TRANSFER INSIDE FLOW PARTS OF TURBINES AND COMPRESSORS

Karimova A.G., Dezider'ev S.G. (Kazan National Research Technical University – KAI, Kazan, Russian Federation)

*Experimental investigations of heat transfer processes inside turbine and compressors flow parts for Gas Turbine engines and power plants had been fulfilling in KSTU-KAI during many years. This work presents the collections of data for heat transfer border condition inside turbine and compressor current of Gas Turbine engines that allow calculating temperature condition of them parts. Generalized equation, which has been received in this work, allows calculate heat transfer coefficients on various parts of stator and rotor of turbine and compressor: for rotor parts – on profile blade surface; on face blade-to-blade surface; on turbine blades. For stator parts: inside axial clearance downstream of nozzles; inside radial clearance above turbine rotor; inside axial clearance downstream of turbine rotor; on face surfaces blade-to-blade channels of nozzles and direct blades.*

При расчёте теплонапряжённого состояния деталей и узлов высоконапорных высокотемпературных газотурбинных двигателей (ГТД) необходимо располагать надёжными данными по граничным условиям теплообмена. В настоящей работе приводятся обобщённые результаты многолетних экспериментальных исследований с целью формирования банка данных.

Опыты проводились как на статических решётках, так и в условиях вращения. В результате обобщения на основе методов теории подобия получены эмпирические зависимости по граничным условиям теплообмена на всех участках проточной части ГТД.

Теплоотдача в турбинах

На лопатках:

средняя по обводу профиля лопаток [1]  

$$Nu_{CP} = 0,206 Re_2^{0.66} S_T^{-0.58} \quad (1)$$

Особенности теплообмена на вогнутой и выпуклой поверхностях учитывались коэффициентами  $K_{вогн.}$ ,  $K_{вып.}$

в точке торможения на входной кромке:

$$Nu_{ВХ.ЛОК.} = Re_1^{0.5}, \quad (2)$$

средняя на входной кромке:

$$Nu_{ВХ} = 0,635 Re_1^{0.5}, \quad (3)$$

средняя на выходной кромке (0,1 от конца профиля):  $Nu_{ВЫХ} = 0,00325 Re_2^{0.93}$ , (4)

На торцовых поверхностях межлопаточных каналов [2]

средняя теплоотдача:

$$Nu_T = 0.65 Re_{CP}^{0.8} S_T^{-0.54} K_i K_{ВРАЩ.}, \quad (5)$$

местная теплоотдача:

$$Nu_x = 0.059 Re_x^{0.8} S_T^{-0.54}. \quad (6)$$

Теплоотдача к корпусу турбины [3]в осевом зазоре за сопловым аппаратом

$$Nu_{OC.1} = 0,032 Re_{a1}^{0.8} [1 + 0.464 \text{ctg} \alpha_{1П}^{0.8}], \quad (7)$$

в зоне радиального зазора:

$$Nu_{РАД} = 0,052 Re_{CP}^{0.8} [1 - 2\overline{\Delta r}^{0.8}], \quad (8)$$

в радиальном зазоре над бандажом

$$Nu_{РАД.ОБ} = 0,018 Re_{CP.ОБ}^{0.8},$$

в осевом зазоре за рабочим колесом [3]:

$$Nu_{OC.2} = 0.032 Re_{a2}^{0.8} [1 + 1.24 \text{ctg} \alpha_{2П}^{0.8}].$$

Теплоотдача на лопатках с пористым охлаждением [4]

Теплогидравлические характеристики пористого материала предварительно определялись экспериментально [5]. На каждом характерном участке профиля (входная и выходная кромки, выпуклая и вогнутая поверхности) получены уравнения, позволяющие рассчитывать средние и местные значения коэффициентов теплоотдачи в зависимости от параметра вдува:

внутренний объёмный теплообмен в пористом материале

$$Nu_v = 4 \times 10^{-4} Re_v^{1.16},$$

средняя теплоотдача на вогнутой поверхности

$$Nu_{\text{вогн.ср}} = 2,4 \times 10^{-3} Nu_{\text{о.вогн.ср}} \left[ \frac{(\rho_{\text{в}} w_{\text{в}})_{\text{вогн.ср}}}{\rho_{\text{ср}} w_{\text{ср}}} \right]^{-1,0},$$

средняя теплоотдача на выпуклой поверхности

$$Nu_{\text{выпн.ср}} = 2,52 \times 10^{-3} Nu_{\text{о.выпн.ср}} \left[ \frac{(\rho_{\text{в}} w_{\text{в}})_{\text{выпн.ср}}}{\rho_{\text{ср}} w_{\text{ср}}} \right]^{-1,0},$$

средняя теплоотдача на входной кромке

$$Nu_{\text{вх.ср}} = 2,4 \times 10^{-3} Re_{\text{вх}}^{0,69} \left[ \frac{(\rho_{\text{в}} w_{\text{в}})_{\text{вх.ср}}}{\rho_1 w_1} \right]^{-0,63} Pr^{0,43},$$

средняя теплоотдача на выходной кромке

$$Nu_{\text{вых.ср}} = 1,35 \times 10^{-4} Re_{\text{вых}}^{0,87} \left[ \frac{(\rho_{\text{в}} w_{\text{в}})_{\text{вых.ср}}}{\rho_2 w_2} \right] Pr^{0,43}.$$

Кроме приведенных уравнений, описывающих средний теплообмен на участках профиля лопатки, получены обобщенные зависимости по локальным значениям параметров вида  $Nu_x = f(Re_x, b_r)$  для всех перечисленных участков.

Теплоотдача в компрессорах

На лопатках:

средняя по обводу профиля [6]

$$Nu_{\text{л}} = 0,206 Re_1^{0,66} f(S)_{\text{л}}, \quad (9)$$

местная вдоль спинки:

$$Nu_{\text{х.л.сп}} = 0,0255 Re_{\text{х}}^{0,8} \epsilon_{\text{с.л.сп}}, \quad (10)$$

местная вдоль корыта:

$$Nu_{\text{х.л.кор}} = 0,0255 Re_{\text{х}}^{0,8} \epsilon_{\text{с.л.к.}}, \quad (11)$$

средняя на торцах межлопаточных каналов:

$$Nu_{\text{т.ср}} = 0,028 Re_1^{0,8} f(i) f(S)_{\text{т}}.$$

Теплоотдача к корпусу компрессора [7]

в осевом зазоре за рабочим колесом:

$$Nu_{\text{ос.2}} = 0,032 Re_{\text{а2}}^{0,8} [1 + 0,29 \text{ctg} \alpha_{2\text{II}}], \quad (12)$$

в радиальном зазоре над рабочим колесом:

$$Nu_{\text{р.3.к}} = 0,057 Re_{\text{ср}}^{0,8} [1 - \Delta \bar{r}^{0,5}], \quad (13)$$

в осевом зазоре за спрямляющим аппаратом:

$$Nu_{\text{ос.3}} = 0,027 Re_{\text{а3}}^{0,8}. \quad (14)$$

Таким образом, полученные обобщающие зависимости могут быть использованы для формирования банка данных по теплоотдаче на перечисленных участках проточной части ГТД.

#### Библиографический список

1. Локай В.И., Трушин В.А., Исследование теплообмена между газом и элементами проточной части газовой турбины в условиях вращения. Известия АН СССР, энергетика и автоматика 1969. №3.

2. Локай В.И., Бодунов М.Н., Подгорнов В.А., Каримова А.Г., Исследование теплоотдачи между газом и корпусом в районе межлопаточных каналов сопловых и направляющих аппаратов турбин. Изв. ВУЗов «Авиационная техника» 1972. №3. С.62-67.

3. Каримова А.Г., Локай В.И., Ткаченко Н.С., Исследование теплоотдачи от газа к элементам корпуса турбины. / Изв. ВУЗов «Авиационная техника» 1973. №4. С.114-119.

4. Дезидерьев С.Г., Каримов А.Г., Локай В.И., Обобщенные результаты исследования теплоотдачи от газа к элементам профиля лопатки турбины при пористом охлаждении. / Изв. ВУЗов «Авиационная техника» 1982. №1. С.70-76.

5. Дезидерьев С.Г., Каримов А.Г., Локай В.И., Результаты экспериментального исследования внутреннего теплообмена в пористых образцах с малыми размерами пор. / Изв. ВУЗов «Авиационная техника», 1975. №3. С.36-39.

6. Локай В.И., Каримова А.Г., Шигин Л.Б., Теплоотдача в элементах проточной части осевых компрессоров. / Изв. ВУЗов «Авиационная техника», 1993. №4. С.43-47.

7. Локай В.И., Каримова А.Г., Прокопьев В.И., Максимов О.Л. Обобщение опытных данных по теплоотдаче от рабочего тела к элементам корпуса компрессора ГТД. / Изв. ВУЗов «Авиационная техника» 1985. №1. С.51-54.