

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кичкировский М. Е., Терещук В. С., Цой А. А., Шлеймович Б. И. Автоматизированное проектирование бортовых систем распределения электроэнергии.— В кн.: Автоматизация проектирования в энергетике и электротехнике. Ивачово: ИЭИ, 1978, с. 116—118.
2. Жук К. Д., Тимченко А. А., Родионов А. А. и др. Построение современных систем автоматизированного проектирования.— Киев: Наук. думка, 1983.— 248 с.
3. Ланге О. Целое и развитие в свете кибернетики.— В кн.: Исследования по общей теории систем. М.: Прогресс, 1969, с. 181—251.

Поступила в редакцию
19 сентября 1985 г.

УДК 536.24:532.54

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛОКАЛЬНОГО ТЕПЛОБМЕНА НА ТОРЦЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ СОПЛОВОГО АППАРАТА

А. А. ХАЛАТОВ, К. И. КАПИТАНЧУК, А. С. КОВАЛЕНКО, А. Н. ТРУФАНОВ

Приведены результаты экспериментального исследования локального теплообмена на торцевой поверхности модели соплового аппарата турбины ГТД. На основе предложенного метода обобщения опытных данных получено единое уравнение подобия, учитывающее влияние кривизны линий тока, пространственности течения, ускорения потока по длине канала и его ламинаризации.

Основная тенденция совершенствования газотурбинных двигателей авиационного назначения состоит в повышении температуры газа перед турбиной [1]. Современный период их развития характеризуется уровнем температур 1600...1650 К, который увеличивается в среднем на 7...10 градусов в год.

Сопловые аппараты первых ступеней высокотемпературных турбин современных газотурбинных двигателей для авиации имеют развитую систему конвективно-заградительного охлаждения [2]. В лучших зарубежных двигателях относительная доля охлаждающего воздуха достигает 10...15%, что требует оптимизации и рациональной организации системы охлаждения на всех поверхностях сопловых аппаратов — лопатках, верхней и нижней торцевых поверхностях.

Для расчета систем охлаждения необходимы надежные уравнения подобия, характеризующие локальные коэффициенты теплоотдачи. Для сопловых лопаток они представлены в литературе [1, 2]. Сведения по локальным коэффициентам теплоотдачи на торцевых поверхностях [3, 4] малочисленны и относятся к осредненным параметрам, а способы представления окончательных результатов не позволяют считать полученные уравнения в достаточной степени универсальными. Сложный пространственный характер течений,

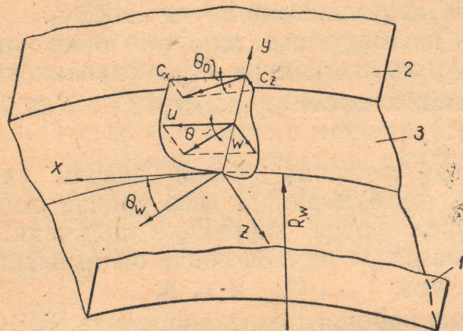


Рис. 1. Профили скорости в пространственном пограничном слое на торцевой поверхности:

1 — спинка лопатки; 2 — корытце лопатки; 3 — торцевая поверхность

кривизна линий тока, ускорение потока и другие факторы требуют разработки физически обоснованных методов расчета, учитывающих особенности аэродинамики потока на торцевой поверхности сопловых аппаратов.

Рассмотрим трехмерное несжимаемое изотермическое течение на торцевой поверхности соплового аппарата при наличии продольного градиента давления (рис. 1). Уравнения движения в системе координат Мейджера с учетом кривизны линий тока имеют следующий вид [5]:

$$\begin{aligned} \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \bar{w} \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} + \bar{u}^2 \frac{L}{R} \frac{\bar{w}}{\bar{u}} &= \bar{c}_x \frac{\partial \bar{c}_x}{\partial x} + \frac{\nu}{c_1 L} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}; \\ \bar{u} \frac{\partial \bar{w}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{w}}{\partial y} + \bar{w} \frac{\partial \bar{w}}{\partial z} + \bar{u}^2 \frac{L}{R} &= \bar{c}_x^2 \frac{L}{R} + \frac{\nu}{c_1 L} \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial y^2}; \\ \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial z} + \bar{w} \frac{L}{R} &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $\bar{u} = \bar{u}/c_1$, $\bar{v} = \bar{v}/c_1$, $\bar{w} = \bar{w}/c_1$ — безразмерные продольная, вертикальная и поперечная составляющие скорости (рис. 1); c_1 — характерная скорость потока, L — характерный размер профиля; R — радиус кривизны линии тока; $\bar{c}_x = c_x/c_1$, $\bar{c}_z = c_z/c_1$ — безразмерные продольная и поперечная составляющие скорости потока на внешней границе пограничного слоя; ν — кинематическая вязкость потока.

Из анализа уравнений (1) следует, что для кинематического подобия потоков необходимо выполнение следующих условий:

$$\bar{c}_x \frac{\partial \bar{c}_x}{\partial x} = \text{idem}; \text{Re} = \text{idem}; \bar{c}_x^2 \frac{L}{R} = \text{idem}; \text{tg } \Theta_w = \text{idem}.$$

Из совместного рассмотрения комплексов $\bar{u}^2 \frac{L}{R} \frac{\bar{w}}{\bar{u}}$ и $\bar{u}^2 \frac{L}{R}$, указанных в уравнении (1), вытекает требование $\bar{w}/\bar{u} = \text{idem}$. При этом для описания процессов теплообмена наиболее важным является условие $\text{tg } \Theta_w = \left[\frac{d\bar{w}}{d\bar{u}} \right]_{\bar{y}=0}$, где $\text{tg } \Theta_w$ — тангенс поверхностного (предельного) угла отклонения линии тока от продольного направления (рис. 1).

Уравнение подобия для локальной теплоотдачи на торцевой поверхности в рассматриваемом случае имеет вид

$$\text{Nu} = \text{Nu} \left(\text{Re}, \bar{c}_x \frac{\partial \bar{c}_x}{\partial x}, \bar{c}_x^2 \frac{L}{R}, \text{tg } \Theta_w \right). \quad (2)$$

Второе из условий подобия, входящих в уравнение (2), учитывает влияние продольного градиента давления, а третье и четвертое соответственно — кривизны линий тока и поперечных течений в пограничном слое. В уравнение (2) должно быть дополнительно введено число Прандтля, а при необходимости и другие числа подобия, отражающие дополнительные факторы (неизотермичность, сжимаемость и т. д.).

Следует отметить, что число подобия $\bar{c}_x^2(L/R)$ отличается от чисел подобия, полученных в работах [6, 7], использованием аэродинамических характеристик потока; при $\bar{c}_x = 1$ оно совпадает с числом подобия, полученным в [6].

Экспериментальная часть работы выполнена на установке, в которой в качестве рабочего участка использована плоская модель канала соплового аппарата высокотемпературной турбины авиационного

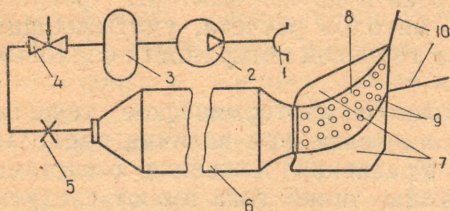


Рис. 2. Схема экспериментальной установки:

1 — заборное устройство; 2 — компрессор; 3 — ресивер; 4 — кран; 5 — диафрагма; 6 — успокоитель; 7 — спинка и корытце модели соплового аппарата; 8 — торцевая поверхность; 9 — датчики теплового потока; 10 — регулирующие створки

ГТД (рис. 2). Установка представляет собой аэродинамическую трубу разомкнутого типа. Стенки модели соплового аппарата 7 изготовлены из дерева, а торцевые поверхности — из текстолита. Ширина и высота канала на входе составляют соответственно 160 и 100 мм, хорда профиля — $b_0 = 243$ мм. Соотношение площадей входа и выхода равняется 3,24, угол выхода потока из модели — 18° .

Проведение исследований в канале дало возможность устранить входной подковообразный вихрь, влияние которого на структуру пограничного слоя не позволило бы выявить степень воздействия каждого из факторов на теплоотдачу в уравнении (2).

Локальные коэффициенты теплоотдачи определялись с помощью датчиков теплового потока, работающих по принципу регулярного теплового режима первого рода. При создании датчиков были учтены все рекомендации работы [8]. Доводочные испытания и тарировка датчиков проводилась на адиабатной пластине той же толщины и такого же материала, что и исследуемая поверхность. Погрешность определения коэффициентов теплоотдачи при обтекании пластины безградиентным потоком составила $\pm 8\%$.

Датчики были установлены на нижней торцевой поверхности около спинки (6 точек), корытца (5 точек), а также на средней линии (5 точек) (рис. 2). Тепловая нестационарность, необходимая для реализации метода регулярного режима, создавалась одновременным обдувом в течение 5...7 секунд всех датчиков через систему трубок, вводимых с верхней торцевой поверхности. Аэродинамическая часть исследования включала измерения профиля суммарной скорости и угла «скручивания» потока θ в пограничном слое с помощью трехточечных миниатюрных зондов.

Результаты первичного обобщения опытных данных по теплоотдаче представлены на рис. 3. В качестве определяющей скорости в числе Рейнольдса выбрана местная скорость потока c_x (рис. 1),

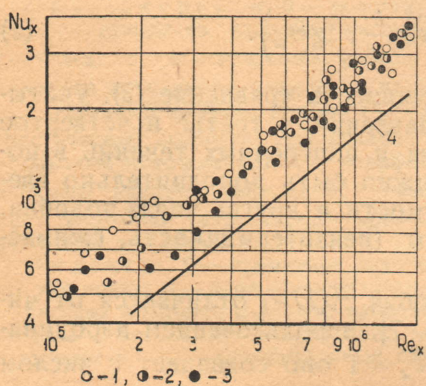


Рис. 3. Результаты первичного обобщения опытных данных:

1 — корытце лопатки; 2 — средняя линия; 3 — спинка лопатки; 4 — уравнение (3)

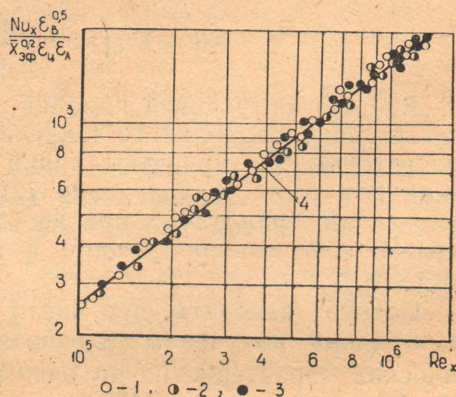


Рис. 4. Результаты обобщения опытных данных по локальному теплообмену на торцевой поверхности (обозначения рис. 3)

а в качестве определяющего размера в числах Nu_x и Re_x — расстояние x от входа до рассматриваемого сечения вдоль соответствующей линии. Анализ рис. 3 показывает, что опытные данные значительно превышают результаты, полученные при расчете по уравнению для локального теплообмена на пластине:

$$Nu_x = 0,029 Re_x^{0,8} Pr^{0,4}. \quad (3)$$

Этот факт объясняется тем, что формула (3) не учитывает всех факторов, имевших место в экспериментах: продольного градиента давления, кривизны линий тока, поперечных течений в пограничном слое, возможной ламинаризации пограничного слоя. Различный по величине и направлению характер действия факторов кривизны и вторичных течений в различных точках на торцевой поверхности приводит к тому, что опытные данные для отдельных линий заметно расходятся, особенно в области меньших чисел Рейнольдса.

На рис. 4 приведены результаты обобщения опытных данных с учетом действующих факторов. С погрешностью, не превышающей $\pm 8\%$, опытные точки для отдельных линий торцевой поверхности обобщаются единым уравнением

$$Nu_x = 0,029 Re_x^{0,8} Pr^{0,4} \bar{x}_{эф}^{-0,2} \varepsilon_{\Pi} \varepsilon_{\Delta} \varepsilon_{\text{в}}^{-0,5}. \quad (4)$$

Здесь $\bar{x}_{эф} = \left[\int_0^x \rho \bar{c}_x d\bar{x} \right] / (\rho \bar{c}_x \bar{x})$ — эффективная длина, определяющая влияние продольного градиента скорости [9] (введена вместо комплекса $\bar{c}_x \frac{\partial \bar{c}_x}{\partial x}$); $\varepsilon_{\Pi} = 1 + 1,28 (\bar{c}_x^2 b_0 / R)^{-0,33}$ — функция, учитывающая кривизну линий тока, $\varepsilon_{\text{в}} = 1 + \text{tg } \Theta_w$ — функция, учитывающая влияние поперечных течений в пограничном слое (пространственности потока). Обработка опытных данных проводилась традиционным методом. Показатели степени при ε_{Π} , ε_{Δ} , $\varepsilon_{\text{в}}$ определялись отбором экспериментальных точек с двумя неизвестными параметрами и последующим графическим построением.

В качестве характерной скорости c_1 при вычислении \bar{c}_x принималась среднемассовая скорость на входе в объект исследования.

Анализ результатов аэродинамических и тепловых исследований показал, что вследствие ускорения потока, начиная с некоторого сечения, проявляются эффекты ламинаризации потока. Это обстоятельство учитывается функцией ε_{Δ} , которая в рассматриваемом случае имеет следующий вид:

$$\varepsilon_{\Delta} = 1 - 0,2 Eu_x^{-0,33} \quad \text{для } Eu_x / Re_x \leq 2 \cdot 10^{-6};$$

$$\varepsilon_{\Delta} = Eu_x^{-0,25} \quad \text{для } Eu_x / Re_x > 2 \cdot 10^{-6}.$$

Здесь $Eu_x = \frac{x}{c_x} \frac{\partial c_x}{\partial x} = k Re_x$ — число Эйлера [8]; $k = \frac{v}{c_x^2} \frac{\partial c_x}{\partial x}$ — параметр ламинаризации потока.

Таким образом, предложенный в работе метод обобщения опытных данных по локальному теплообмену позволил получить единое уравнение подобия, которое может быть использовано для расчета локальных коэффициентов теплоотдачи в произвольной точке торцевой поверхности. Необходимые для этого аэродинамические характеристики пограничного слоя определяются на основе решения

газодинамической задачи или эксперимента. Уравнение (4) получено в следующих диапазонах изменения определяющих параметров:

$$\begin{aligned} \bar{c}_x &= 1,34 \dots 4,76; \operatorname{tg} \Theta_w = 0 \dots 0,21; E u_x = 0 \dots 1,66; \\ \bar{c}^2 b_0 / R &= 2,64 \dots 34,6; \bar{x}_{\text{эф}} = 1 \dots 0,54; M_x = 0,1 \dots 0,35; \\ \operatorname{Re}_x &= 0,8 \cdot 10^5 \dots 3 \cdot 10^6. \end{aligned}$$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Локай В. И., МаксUTOва М. К., Стрункин В. А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов.— М.: Машиностроение, 1979.— 447 с.
2. Копелев С. З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин.— М.: Наука, 1983.— 143 с.
3. Бодунов М. Н., Локай В. И., Подгорнов В. А. Исследование теплообмена между газом и некоторыми элементами проточной части турбины.— Тр. КАИ, 1968, вып. 101, с. 3—9.
4. Нарезный Э. Г. Теплоотдача неохлаждаемой межпрофильной торцевой поверхности турбинной ступени.— Изв. вузов. Авиационная техника, 1977, № 3, с. 83—89.
5. Гинзбург И. П. Теория сопротивления и теплоотдачи.— Л.: Изд-во ЛГУ, 1970.— 375 с.
6. Шукин В. К. Теплообмен и гидродинамика внутренних потоков в полях массовых сил.— М.: Машиностроение, 1980.— 239 с.
7. Локай В. И. К вопросу обобщения опытных данных по теплообмену в охлаждаемой проточной части высокотемпературных газовых турбин.— Изв. вузов. Авиационная техника, 1968, № 3, с. 67—78.
8. Локай В. И., Бодунов М. Н., Жуйков В. В. и др. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов.— М.: Машиностроение, 1985.— 216 с.
9. Авдеевский В. С., Галицейский Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике.— М.: Машиностроение, 1975.— 624 с.

Поступила в редакцию
17 июня 1985 г.

УДК 531.01

О ВЛИЯНИИ СЛУЧАЙНЫХ ПОРЫВОВ ВЕТРА НА УСТОЙЧИВОСТЬ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

В. М. ЧУРКИН, А. Е. ПРАВОТОРОВ

С помощью теории высокочастотных случайных процессов определяются условия устойчивости движения геометрически неизменяемой парашютной системы (ПС) при воздействии случайных порывов ветра. Приводится пример исследования устойчивости ПС. Результаты теории сравниваются с результатами численного интегрирования исходных уравнений движения ПС.

Движение ПС в неспокойной атмосфере уже рассматривалось ранее авторами работ [1—4]. Однако в работах [1, 2] исследовалась динамика ПС в линейном приближении, а в работах [3, 4] — колебания нелинейной модели ПС с детерминированным ветровым воздействием. В данной статье решается задача устойчивости нелинейной модели ПС при воздействии случайных порывов ветра.

Известно, что движение геометрически неизменяемой ПС в вертикальной плоскости можно описать следующими уравнениями [3, 4]:

$$\ddot{u} + \omega q - \mu_{24} \dot{q} = - \frac{c_N(z)}{2k} v_c^2 - \frac{c_T}{2k} \sin \theta; \quad (1)$$