

УДК 629.735.083.02.06 (045)

У роботі представлено результати чисельного моделювання течії в решетці профілів з активним управлінням обтіканням при різних числах Маха з метою оцінки залежності нерівномірності потоку від інтенсивності газодинамічного впливу на структуру потоку за профілями входного направляючого апарату осевого компресора

Ключові слова: активне управління обтіканням, чисельний розрахунок течії

В работе представлены результаты численного моделирования течения в решетке профилей с активным управлением обтеканием при различных числах Маха с целью оценки зависимости неравномерности потока от интенсивности газодинамического действия на структуру потока за профилями входного направляющего аппарата осевого компрессора

Ключевые слова: активное управление обтеканием, численный расчет течения

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА МАХА НА УРОВЕНЬ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА ЗА РЕШЕТКАМИ С ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ УПРАВЛЕНИЕМ ОБТЕКАНИЕМ ЛОПАТОК

Ю.М. Терещенко

Доктор технических наук, профессор*

Контактный тел.: (044) 406-75-93

И.А. Ластивка

Кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой

Кафедра высшей математики**

Контактные тел.: (044) 406-78-34, 067-503-67-56

Е.В. Дорошенко

Кандидат технических наук, ассистент*

Контактный тел.: 068-351-30-39

Л.Г. Волянская

Кандидат технических наук, профессор*

Контактный тел.: (044) 406-75-93

*Кафедра авиационных двигателей**

**Национальный авиационный университет

пр. Космонавта Комарова, 1, г. Киев, Украина, 03680

1. Вступление

Комплексное изучение течения в проточной части авиационных газотурбинных двигателей, в том числе, при различных видах воздействия на аэродинамические следы, позволяет разработать научно обоснованные рекомендации по расширению диапазона бесрывного обтекания лопаточных венцов, уменьшению уровня потерь и снижению вибронпряжений в лопаточных венцах компрессоров.

Совершенствование внутренней аэродинамики компрессоров с целью обеспечения газодинамической устойчивости газотурбинных двигателей в широком диапазоне эксплуатационных режимов, в частности, в экстремальных условиях, является актуальным и представляет практический интерес при решении задач в процессе создания и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей.

Воздействие на поток с целью обеспечения устойчивого течения принято называть управлением отрывом потока. Устранение или локализация отрыва потока, повышение устойчивости пограничного слоя – одна из актуальных проблем современной термодинамики лопаточных машин.

Активное управление обтеканием компрессорных решеток осуществляется посредством вдува газа в пограничный слой или отсоса части пограничного слоя с поверхности лопатки. Вдув газа через щель осущест-

вляется в направлении движения основного потока. Масса вдуваемого газа и скорость его вдува определяется из условия обеспечения бесрывного обтекания лопатки на участке от щели до выходной кромки. При отсосе часть пограничного слоя удаляется с поверхности лопаток через перфорированные поверхности (щели, пористые участки). Уменьшение толщины пограничного слоя и снижение давления, имеющие место при отсосе из отрывной зоны, приводят к уменьшению ее размеров или полной ликвидации. Влияние активного управления на значения критериев предельной аэродинамической нагруженности лопаток, а также на уровень потерь полного давления рассмотрено и проанализировано в работах [1, 2].

В данной работе приведены результаты исследований, связанных с изучением влияния активного управления обтеканием лопаток посредством вдува газа в пограничный слой на характеристики компрессорных решеток.

2. Постановка задачи

В работе ставится задача исследования течения в решетке профилей с активным управлением обтеканием при различных числах Маха с целью оценки зависимости неравномерности потока от интенсивности газодинамического действия на структуру потока за

профилями входного направляющего аппарата осевого компрессора.

3. Решение задачи и анализ результатов

В качестве объекта исследования рассматривалась решетка лопаток, помещенная в дозвуковой аэродинамической трубе.

Основные параметры исследованной решетки:

- густота решетки $(b/t) = 1,0$;
- хорда профилей $b = 115\text{мм}$;
- относительная толщина профиля $\bar{c} = 0,10$;
- относительная толщина выходной кромки лопатки $\bar{\delta}_k = \frac{\delta_k}{b} = 0,005$;

- относительное расположение щели на поверхности лопатки $\bar{x}_{щ} = \frac{x_{щ}}{b} = 0,7$;

- относительная высота выходного сечения щели на поверхности лопатки $\bar{h}_{щ} = \frac{h_{щ}}{b} = 0,0095$;

- угол между фронтом решеток и вектором абсолютной скорости $\gamma_1 = 90^\circ$;

- плотность и скорость воздуха, выдуваемого из щели, ρ_b, c_b ;

- эмпирический коэффициент, учитывающий особенности формы аэродинамических профилей, K ;

- плотность и скорость основного потока воздуха ρ_0, c_0 .

Интенсивность газодинамического управления структурой аэродинамических следов за решеткой аэродинамических профилей характеризовалась безразмерным коэффициентом импульса вдува [2]

$$c_\mu = K \frac{\rho_b}{\rho_0} \cdot \frac{c_b^2}{c_0^2} \bar{h}_{щ} \frac{b}{t} \frac{1}{\sin \gamma_1}$$

Параметры воздуха на входе в решетку соответствовали числам $M_1 = 0,3; 0,5; 0,7; 0,9$.

При докритических режимах вытекания воздуха из щели $\rho_2 = \rho_0$, поэтому

$$c_\mu = K \cdot \frac{c_b^2}{c_0^2} \cdot \frac{b}{t} \bar{h}_{щ} \frac{1}{\sin \gamma_1}$$

Для исследуемой решетки $c_\mu = 0,052 \frac{c_b^2}{c_0^2} \frac{1}{\sin \gamma_1}$.

Неравномерность потока α определялась как модуль отношения разности абсолютной скорости ядра основного потока c_0 и абсолютной скорости потока в ядре следа $c_{\text{кmin}}$ к абсолютной скорости c_0 , то есть:

$$\alpha = \left| \frac{c_0 - c_{\text{кmin}}}{c_0} \right|$$

Изменение интенсивности газодинамического воздействия на структуру следа осуществлялось заданием различных значений параметров выдуваемого воздуха, определяющих значение коэффициента импульса вдува c_μ . Параметры воздушного потока в аэродинамических кромочных следах с вдувом воздуха измеряли на разном расстоянии $\bar{x} = x/b$ от задней кромки профиля по оси следа вниз по потоку.

Для исследования течения в решетке профилей с активным управлением обтеканием выбран численный эксперимент, работоспособность которого была проведена на тестовых задачах в работах [3, 4, 5].

Для проведения численного эксперимента была построена твердотельная модель. Для возможности корректно поставить условие периодичности расчетная область ограничена боковыми поверхностями, проведенными по средним линиям тока в соседних межлопаточных каналах.

Была построена расчетная нерегулярная адаптивная сетка порядка 1 млн. ячеек. В качестве рабочего тела использовался воздух при нормальных атмосферных условиях.

Расчет турбулентного течения газа выполняется путем численного решения осредненных уравнений Навье – Стокса (уравнения Рейнольдса). При осреднении по времени в уравнениях появляются новые члены, которые можно интерпретировать как градиенты дополнительных напряжений и тепловых потоков, связанных с турбулентным движением. Эти новые величины должны быть связаны с характеристиками осредненного течения с помощью моделей турбулентной вязкости.

Существует множество различных моделей турбулентной вязкости. В данной работе при расчете использовалась модель турбулентной вязкости SST, которая записывается путем суперпозиции моделей $k-\epsilon$ и $k-\omega$.

На рис. 1, 2 представлены зависимости интенсивности неравномерности потока от интенсивности газодинамического воздействия на структуру потока за решеткой профилей на разном расстоянии от задней кромки профиля по оси следа вниз по потоку для различных чисел Маха.

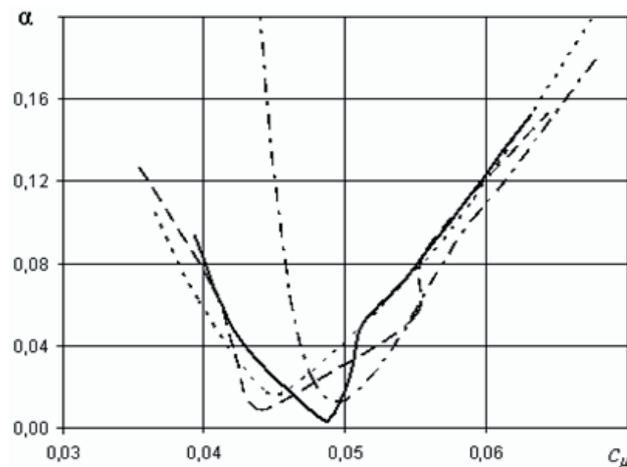


Рис. 1. Зависимость неравномерности потока от интенсивности газодинамического воздействия на структуру потока за решеткой профилей при $\bar{x} = 0,1$: $M=0,3; M=0,5; M=0,7; M=0,9$

Анализ результатов расчета показывает, что для $M=0,3$ уровень неравномерности потока достигает минимального значения $\alpha_{\text{min}} = 0,012$ при $c_\mu = 0,044$. При увеличении числа Маха с $M=0,5$ до $M=0,9$ наблюдается снижение уровня неравномерности потока до $\alpha_{\text{min}} = 0,01$ при $c_\mu = 0,048$.

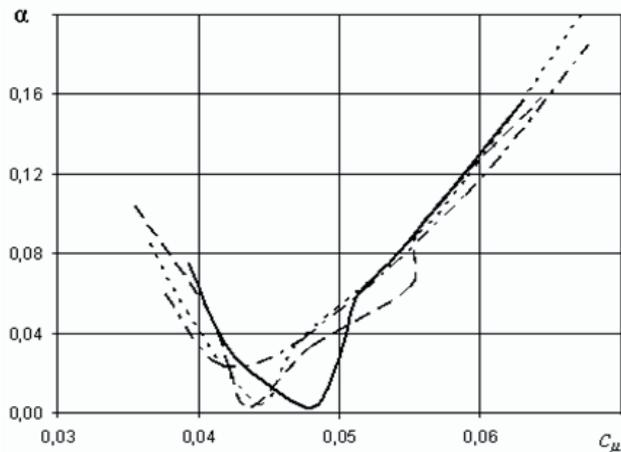


Рис. 2. Зависимость неравномерности потока от интенсивности газодинамического воздействия на структуру потока за решеткой профилей при $\bar{x}=0,2$: $M=0,3$; $M=0,5$; $M=0,7$; $M=0,9$

Для сечения за решеткой $\bar{x}=0,2$ при $M = 0,3$ уровень неравномерности потока уменьшается до

$\alpha_{\min} = 0,03$ при $c_{\mu} < 0,0425$. При дальнейшем увеличении значения коэффициента импульса вдува $\alpha > \alpha_{\min}$ уровень неравномерности возрастает. При увеличении числа Маха с $M = 0,5$ до $M = 0,7$ уровень неравномерности потока в сечении $\bar{x}=0,2$ уменьшается до $0,01-0,005$ при $0,0435 \leq c_{\mu} \leq 0,045$. При дальнейшем увеличении числа Маха до $M = 0,9$ минимальное значение уровня неравномерности потока достигается при $c_{\mu} = 0,47$.

4. Выводы

Изменение числа Маха влияет на эффективность газодинамического управления и уровень неравномерности потока.

В диапазоне чисел Маха $M = 0,5-0,9$ уровень неравномерности потока за решетками направляющего аппарата на расстоянии $\bar{x} = 0,1-0,2$ за выходными кромками может быть уменьшена до значений $\alpha = 0,005-0,01$ при интенсивности управления аэродинамическими следами $c_{\mu} = 0,043-0,045$.

Литература

1. Терещенко, Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю.М. Терещенко // - М.: Машиностроение, 1987. - 168с.
2. Терещенко, Ю.М. О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин [Текст] / Ю.М. Терещенко // Сб. "Проблемы прочности", 1976. - № 3. - С. 41-48.
3. Терещенко, Ю.М. Моделирование течения на пластине [Текст] / Ю.М. Терещенко, И.А. Ластивка, Е.В. Дорошенко [Текст] / Восточно-Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. - Харьков: Технологический центр, 2012. - №1/7 (55). - С. 30-32.
4. Терещенко, Ю.М. Численный расчет течения в плоском симметричном дифузоре [Текст] / Ю.М. Терещенко, И.А. Ластивка, Л.Г. Волянская, Е.В. Дорошенко // Восточно-Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. - Харьков: Технологический центр, 2011. - №6/8 (54). - С. 19-22.
5. Ластивка І.О., Дорошенко К.В. Чисельний розрахунок потоку в решітці аеродинамічних профілів з газодинамічним управлінням обтіканням // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. - Харків: НТУ «ХПІ» - 2011. - №43. - С.137-141.

Abstract

The article concerns the unevenness of airflow behind the array of airfoils of input guide vanes of axial-flow compressor of gas-turbine engine at different Mach numbers and at gas-dynamic impact on flow pattern. The impact on the flow, in order to ensure stable flow, elimination or containment of flow separation, increase of stability of the boundary layer, is called the control of flow separation. Active control of compressor arrays flow is performed by gas injection into the boundary layer or by suction of the boundary layer from the surface of the blade.

The curve of dependence of the level of flow unevenness α from the intensity of gas-dynamic control of flow structure, characterized by dimensionless coefficient of injection impulse c_{μ} , was derived, on the basis of numerical simulation of flow in array of airfoils with active flow control at different Mach numbers and at different distance \bar{x} from the exit edge of the airfoil along the axis of the trail.

The analysis of the results shows that the change of the Mach numbers affects the efficiency of the gas-dynamic control and the level of flow unevenness. In the range of Mach numbers $M=0,5-0,9$, the level of unevenness of flow behind the arrays of guide vanes at a distance of $\bar{x}=0,1-0,2$ behind the exit edge can be reduced to values $\alpha = 0,005-0,01$ at the intensity of control of aerodynamic trails $c_{\mu} = 0,043-0,045$

Keywords: active control of flow, numerical calculation of the flow