

*В роботі представлені результати дослідження впливу густоти решітки аеродинамічних профілів на режими «запирання» течії в міжлопаткових каналах. Запропонована авторами теоретична залежність дозволяє розраховувати режими «запирання» течії для решіток аеродинамічних профілів із різною густотою решітки. Також в роботі представлено результати чисельного моделювання течії в решітці аеродинамічних профілів на режимах «запирання»*

*Ключові слова: запирання, решітка аеродинамічних профілів, густота решітки, моделювання, срыв, компресор, течія*

*В работе представлены результаты исследования влияния густоты решетки аэродинамических профилей на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах. Предложенная авторами теоретическая зависимость позволяет рассчитывать режимы «запирания» течения для решеток аэродинамических профилей с различной густотой решетки. Также в работе представлены результаты численного моделирования течения в решетке аэродинамических профилей на режимах «запирания»*

*Ключевые слова: запирание, решетка аэродинамических профилей, густота решетки, моделирование, срыв, компрессор, течение*

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

# ВЛИЯНИЕ ГУСТОТЫ РЕШЕТКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ НА РЕЖИМЫ «ЗАПИРАНИЯ» ТЕЧЕНИЯ В МЕЖЛОПАТОЧНЫХ КАНАЛАХ

Ю. М. Терещенко

Доктор технических наук, профессор\*

E-mail:Terj@nau.edu.ua

Е. В. Дорошенко

Кандидат технических наук, доцент\*

E-mail:Kiki\_ua@ukr.net

А. Техрани

Аспирант\*

E-mail:arash\_sunboy2000@yahoo.com

\*Кафедра авиационных двигателей

Национальный авиационный университет

пр. Космонавта Комарова, 1,

г. Киев, Украина, 03680

## 1. Введение

Газотурбинные двигатели являются основной составной частью силовых установок летательных аппаратов разных типов. Эти двигатели должны надежно работать как в обычных, так и в неблагоприятных условиях, при сохранении высокого уровня надежности. Устойчивая работа газотурбинного двигателя, в основном, определяется газодинамической устойчивостью компрессора двигателя.

Газодинамическая устойчивость компрессоров авиационных ГТД достигается использованием различных способов регулирования компрессоров с целью обеспечения бесрывного обтекания лопаточных венцов на всех режимах работы двигателя [1]. Неустойчивая работа компрессора в системе двигателя, так называемый помпаж, характеризуется интенсивными колебаниями давления в проточной части двигателя. Помпаж является причиной выключения двигателей, разрушения лопаток компрессора, пожара или обгорания лопаток турбины [2].

Потеря газодинамической устойчивости компрессора обусловлена отрывом потока в лопаточных венцах и критическими режимами течения (режимами «запирания» течения) в межлопаточных каналах отдельных ступеней [1–3].

Одним из самых важных направлений при создании новых и модернизации существующих газотурбинных двигателей является обеспечение их устойчивой работы во всем эксплуатационном диапазоне на установившихся и переходных режимах работы.

Возникновение режимов «запирания» последних ступеней приводит к срыву потока в лопаточных венцах первых ступеней, возникновению вращающегося срыва и помпажа, и является одной из основных причин, которые снижают эффективность ГТД на нерасчетных режимах работы.

В настоящее время использование численного моделирования позволило более точно исследовать процессы отрыва потока в лопаточных венцах компрессоров.

Обеспечение газодинамической устойчивости компрессоров газотурбинных двигателей в широком диапазоне эксплуатационных режимов – задача, поставленная практикой авиационного двигателестроения и эксплуатации авиационной техники.

## 2. Анализ литературных данных и постановка задачи исследования

В работе [4] авторы экспериментально исследовали изменение положения рабочей точки на характери-

стике компрессора на срывных режимах работы компрессора. В работах [5, 6] рассмотрено взаимное влияние вращающегося срыва и потери газодинамической устойчивости. В работе [7] представлены результаты по исследованию влияния входной неравномерности на потерю газодинамической устойчивости в трансзвуковом компрессоре. В работе [8] исследовалась частота колебаний потока на режимах «запирания» течения в направляющем аппарате дозвуковой ступени компрессора. Исследование влияния радиального зазора на критических режимах течения в осевом компрессоре было представлено в работе [9].

До настоящего времени режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах до конца не исследованы. Характер течения в межлопаточных каналах на режимах «запирания» зависит от многих факторов, влияние которых еще не изучены. Особое место занимают вопросы исследования влияния геометрических параметров решетки аэродинамических профилей на возникновение критических режимов течения (режимов «запирания»).

В данной работе ставится задача исследования влияния густоты решетки на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах решетки аэродинамических профилей.

### 3. Исследование режимов «запирания» течения в решетках с разной густотой

На режимах «запирания» течение воздуха в компрессорной решетке условно разграничивают на участки конфузурного (до горла) и диффузурного (за горлом) течения (рис. 1). Если течение потока в горле межлопаточных каналов соответствует условию  $w_r = a_{кр}$ , то возникает режим «запирания» с максимальной расходом воздуха [1].

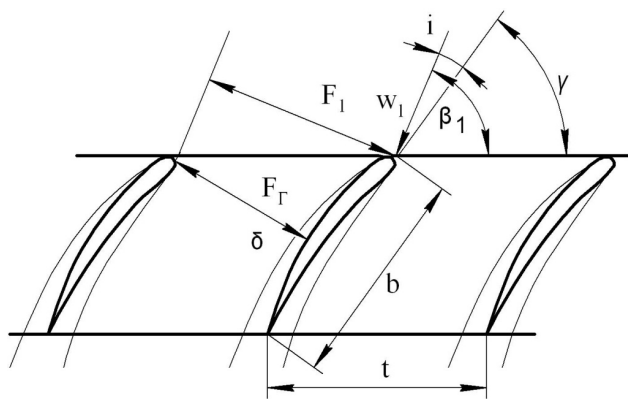


Рис. 1. Основные параметры решетки аэродинамических профилей

На рис. 1 приняты следующие обозначения:  $w_1$  – вектор скорости на входе в решетку;  $\gamma$  – угол установки профилей в решетке;  $\beta_1$  – угол входа потока;  $b$  – хорда профиля;  $t$  – шаг решетки;  $F_1$  – площадь нормального сечения на входе в решетку;  $F_r$  – площадь «горла» межлопаточного канала;  $\delta$  – толщина пограничного слоя на поверхности профиля.

Рассмотрим расчет критического течения вязкого сжимаемого газа в решетках аэродинамических про-

филей. Уравнение неразрывности течения в межлопаточном канале, в этом случае, с учетом пограничного слоя запишется в виде:

$$m F_1 \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} q(\lambda_1) = m (F_r - \delta^* l) \frac{P_r^*}{\sqrt{T_r^*}} q(\lambda_r),$$

где  $\delta^*$  – толщина вытеснения пограничного слоя в сечении  $F_r = h_r \cdot l$ ;  $h_r$  – линейный размер «горла»;  $l$  – высота лопатки.

При  $P_1^* = P_r^*$  и  $T_1^* = T_r^*$  получаем:

$$\frac{F_1}{(F_r - \delta^* l)} = \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)},$$

$$\frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)} = \frac{t \cdot \sin \beta_1}{(t \cdot \sin \gamma - \delta^*)},$$

$$\frac{\sin \beta_1}{\left(\sin \gamma - \frac{\delta^*}{t}\right)} = \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)}.$$

Для режима «запирания» при  $q(\lambda_r) = 1$  получаем:

$$q(\lambda_1) = \frac{\left(\sin \gamma - \frac{\delta^*}{t}\right)}{\sin \beta_1},$$

где  $\frac{\delta^*}{t}$  – относительная толщина вытеснения пограничного слоя на поверхности профиля в районе «горла»;  $t$  – шаг решетки;  $b$  – хорда профиля;  $\frac{t}{b}$  – густота решетки.

Для потока вязкого газа режим запирания решетки определяется выражением:

$$M_{\max} \left( \frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\max}^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{\sin \gamma - \frac{\delta^*}{t}}{\sin \beta_1}. \quad (1)$$

Для оценки влияния густоты решетки  $\frac{b}{t}$ , преобразуем уравнение (1) следующим образом:

$$M_{\max} \left( \frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\max}^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{b \cdot \sin \gamma - \frac{b}{t} \cdot \delta^*}{b \cdot \sin \beta_1}. \quad (2)$$

С помощью уравнения (2) рассчитывается теоретически критическое течение в решетках аэродинамических профилей с разной густотой. Толщина вытеснения пограничного слоя для вязкого сжимаемого газа рассчитывается по интегральным характеристикам пограничного слоя [1].

Турбулентное течение в лопаточных венцах имеет сложную неоднородную структуру. Для исследования характера течения в межлопаточных каналах сегодня широко используется численный эксперимент.

В данной работе представлены результаты серии численных экспериментов по определению влияния густоты решетки на режимы замирания в решетках аэродинамических профилей.

В качестве объекта исследования выбрана решетка аэродинамических профилей с хордой  $b = 52$  мм и углом установки профилей  $\gamma = 64^\circ$ .

Для решения данной задачи выбрана адаптивная нерегулярная сетка с  $\approx 500000$  ячейками. Для замыкания уравнений Навье-Стокса выбрана модель турбулентности SST Ментера [11]. Для расчета была использована расчетная схема второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка (High resolution), так как это наиболее точная из расчетных схем, заложенных в солвере. Газодинамический расчет течения в решетке аэродинамических профилей проводился при числе  $M_0 = 0,55$  и для разных значений густоты решетки  $\frac{b}{t} = 0,5; 1; 1,5; 2$ .

На рис. 2 показан фрагмент мгновенного поля скорости при обтекании решетки профилей с густотой решетки  $\frac{b}{t} = 1$  и числа Маха  $M_0 = 0,55$ .



Рис. 2. Фрагмент мгновенного поля скорости при обтекании решетки профилей с густотой решетки  $\frac{b}{t} = 1$  и числа Маха  $M_0 = 0,55$

На рис. 3, *a-z* изображены теоретические (сплошная линия) и экспериментальные (точки) зависимости значения  $M_{max}$  для решетки аэродинамических профилей от отношения  $F_r / F_1$  при разных густотах решетки  $\frac{b}{t}$ .

На рис. 4 изображены обобщенные характеристики режимов «замирания» межлопаточных каналов компрессорных решеток в виде теоретической зависимости числа Маха  $M_{max}$  для решетки аэродинамических профилей от отношения площадей  $F_r / F_1$  при разных густотах решетки  $\frac{b}{t}$ .

Анализируя графики на рис. 4, можно сделать вывод, что уменьшение фактической минимальной площади проходного сечения межлопаточных каналов ведет к уменьшению значения  $M_{max}$ , при которых наступает режим «замирания» течения в межлопаточных каналах по расходу воздуха.

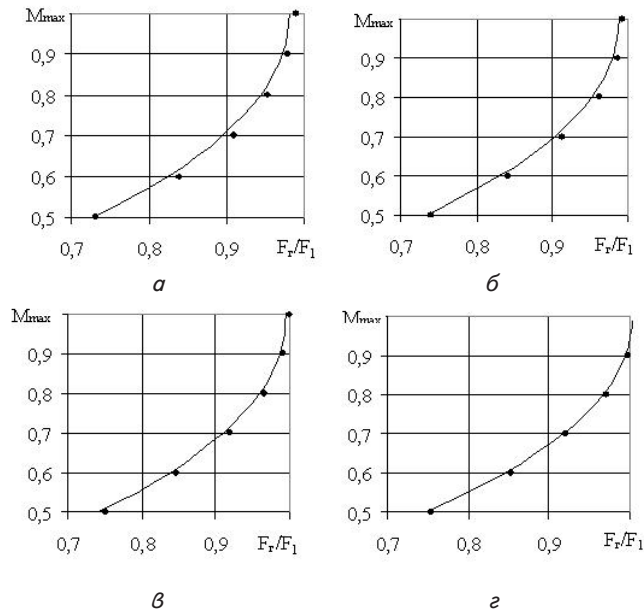


Рис. 3. Зависимости значения числа Маха  $M_{max}$  на режимах «замирания» для решетки аэродинамических профилей от отношения площадей  $F_r / F_1$ : *a* –  $\frac{b}{t} = 0,5$ ; *б* –  $\frac{b}{t} = 1,0$ ; *в* –  $\frac{b}{t} = 1,5$ ; *г* –  $\frac{b}{t} = 2,0$

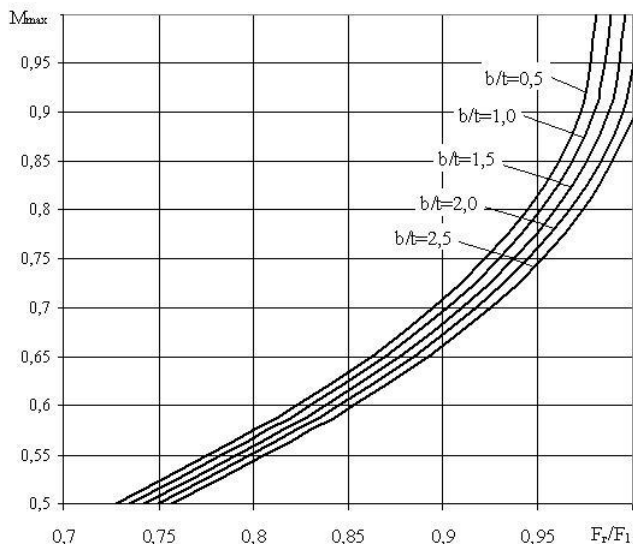


Рис. 4. Теоретическая зависимость числа Маха  $M_{max}$  для решетки аэродинамических профилей от отношения площадей  $F_r / F_1$

#### 4. Выводы

Результаты исследования течения в решетках аэродинамических профилей показали существенное влияние зоны срыва за входной кромкой лопаток на течение в межлопаточных каналах. Вследствие уменьшения фактической минимальной площади проходного сечения межлопаточных каналов уменьшается значе-

ние  $M_{\max}$ , при котором наступает режим «запирания» течения в межлопаточных каналах по расходу воздуха.

Результаты исследования показали, что чем больше густота решеток аэродинамических профилей, тем больше относительное влияние толщины пограничного слоя на режим критического течения.

Обобщенные характеристики режимов «запирания» компрессорных решеток могут быть использованы для расчета режимов «запирания» ступеней осевого компрессора при определении границы газодинамической устойчивости и границы «запирания» многоступенчатых осевых компрессоров.

---

#### Литература

1. Терещенко, Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168 с.
2. Chen, N. Aerothermodynamics of turbomachinery: analysis and design [Text] / N. Chen. – Singapore: John Wiley & Sons Pte Ltd, 2010. – 461 p.
3. Брусиловский, И. В. Аэродинамика осевых вентиляторов компрессоров [Текст] / И. В. Брусиловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 240с.
4. Hara, T. Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor [Text] / T. Hara, D. Morita, Y. Ohta, E. Ohta // Journal of Thermal Science. – 2011. – Vol. 20, Issue 1. – P. 6–12. doi: 10.1007/s11630-011-0427-z.
5. Abe, T. Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor [Text] / T. Abe, H. Mitsui, Y. Ohta // Journal of Thermal Science. – 2013. – V. 22, Issue 6. – P. 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7.
6. Ohta, Y. Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor [Text] / Y. Ohta, Y. Fujita, D. Morita // Journal of Thermal Science. – 2012. – Vol. 21, Issue 4. – P. 302–310. doi: 10.1007/s11630-012-0548-z.
7. Du, J. Numerical study on the influence mechanism of inlet distortion on the stall margin in a transonic axial rotor [Text] / J. Du, F. Lin, J. Chen, S. C. Morris, C. Nie // Journal of Thermal Science. – 2012. – Vol. 21, Issue 3. – P. 209–214. doi: 10.1007/s11630-012-0537-2.
8. Shi, K. Analysis of the dominant frequency in a subsonic compressor stator at near stall condition [Text] / K. Shi, S. Fu // Chinese Science Bulletin. – 2014. – Vol. 59, Issue 1. – P. 23–28. doi: 10.1007/s11434-013-0026-3.
9. Коваль, В. А. Влияние радиального зазора на границу срыва осевых компрессоров [Текст] / В. А. Коваль, Е. А. Ковалева, В. В. Романов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – Т. 3, № 12 (63). – P. 9–12.
10. Menter, F. R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F. R. Menter // AIAA J. – 1994. – Vol. 32, Issue 8. – P. 1598–1605. doi:10.2514/3.12149.