

*В роботі представлені результати дослідження впливу кута встановлення аеродинамічних профілів на режими «запирання» течії в міжлопаткових каналах. Результати розрахунків режимів «запирання» за теоретичною залежністю, запропонованою авторами, добре співпадають з результатами чисельного моделювання течії в компресорній решітці з різними кутами встановлення аеродинамічних профілів*

*Ключові слова: компресор, решітка аеродинамічних профілів, критичний режим течії, запирання, кут встановлення, моделювання течії, срыв*

*В статье рассматриваются вопросы маВ работе представлены результаты исследования влияния угла установки аэродинамических профилей на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах. Результаты расчетов режимов «запирания» по теоретической зависимости, предложенной авторами, хорошо согласуются с результатами численного моделирования течения в компрессорной решетке с различными углами установки аэродинамических профилей*

*Ключевые слова: компрессор, решетка аэродинамических профилей, критический режим течения, запирание, угол установки, моделирование течения, срыв*

# ВЛИЯНИЕ УГЛА УСТАНОВКИ 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 – основной тип двигателей в современной авиации. Летно-технические характеристики летательных аппаратов, максимальная высота и скорость полета, маневренность самолетов во многом зависят от совершенства авиационных силовых установок. К газотурбинным двигателям предъявляются высокие требования. Устойчивая работа газотурбинного двигателя, в основном, определяется газодинамической устойчивостью компрессора двигателя.

С помощью разных методов регулирования компрессоров достигается газодинамическая устойчивость с целью обеспечения бесрывного обтекания лопаточных венцов на всех режимах работы газотурбинного двигателя [1]. Неустойчивая работа компрессора газотурбинного двигателя проявляется в виде периодических и резких пульсаций потока воздуха – колебаний давления, скорости, расхода. Средние давления, развиваемые компрессором, обычно падают, значительно возрастает температура на входе в компрессор. Временами компрессор как бы «захлебыва-

ется», выбрасывая массы воздуха в обратном направлении, на вход. Помпаж сопровождается сильными хлопками и ударами. При помпаже вследствие присутствия ему пульсаций потока воздуха возникают вибрации лопаток и тряска компрессора. Значительный помпаж компрессора может привести к срыву и затуханию пламени в камере сгорания и, следовательно, к остановке двигателя. Возникающие при сильном помпаже вибрации и тряска компрессора передаются всей конструкции двигателя и могут привести к разрушению не только элементов компрессора, но и силовой установки. Поэтому помпаж при эксплуатации двигателя недопустим [2].

Сущность возникновения и развития неустойчивой работы компрессора вследствие большой сложности этого процесса полностью еще не изучена. Но исследования показывают, что первостепенную роль в появлении помпажа играют срывы потока воздуха с лопаток компрессора, при этом возникают критические режимы течения (режимы «запирания» течения) в межлопаточных каналах отдельных ступеней [1–3].

Современные методы численного моделирования позволяют исследовать процессы отрыва потока в ло-

паточных венцах компрессоров в широком диапазоне изменения режимных параметров течения.

Одной из важных задач авиационного двигателестроения является обеспечение газодинамической устойчивости компрессоров газотурбинных двигателей в широком диапазоне эксплуатационных режимов.

**2. Анализ литературных данных и постановка проблемы исследования**

Как показал анализ результатов фундаментальных исследований выполненных в различное время в ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского, ЦИАМ им. Баранова, ВВИА им. Жуковского, NASA в области внутренней аэродинамики компрессоров, до настоящего времени отсутствуют систематические исследования режимов «запирания» течения в межлопаточных каналах ступеней осевых компрессоров. Однако можно отметить, что в работе [4] авторами представлены результаты численного эксперимента влияния угла стреловидности лопатки на газодинамическую устойчивость в рабочем колесе трансзвукового компрессора. В работе [5] авторами проведено экспериментальное исследование срывных режимов работы компрессора, в результате которого показан характер поведения рабочей точки на характеристике компрессора. Влияние вращающегося срыва на работу компрессора рассмотрено в работах [6, 7]. В работе [8] исследовалось течение в трансзвуковом компрессоре касательно влияния входной неравномерности на потерю газодинамической устойчивости. В работе [9] проведено исследование частоты колебаний потока на режимах «запирания» течения в направляющем аппарате дозвуковой ступени компрессора.

Геометрические параметры решетки аэродинамических профилей существенно влияют на возникновение режимов «запирания» течения. В работе [10] авторами исследовано влияние густоты решетки на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах решетки аэродинамических профилей.

**3. Цель и задачи исследования**

Целью исследования было получение обобщенных данных по возникновению режимов «запирания» течения в лопаточных венцах для уточнения методик расчета срывных характеристик компрессоров газотурбинных двигателей.

Задача исследования: исследование влияния угла установки аэродинамических профилей в компрессорной решетке на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах.

**4. Результаты исследования режимов «запирания» течения в решетках с разными углами установки профилей и их обсуждение**

Аэродинамический расчет ступеней осевого компрессора начинается с расчета течения воздуха в элементарных ступенях, которые моделируются решетками аэродинамических профилей. Аэродинамические

характеристики компрессорных решеток применяются при расчетах характеристик ступеней осевого компрессора и определении характерных ограничений режимов его работы [1–3].

При течении реального газа в компрессорной решетке на поверхности профилей формируется пристенный пограничный слой. В результате его возникновения уменьшается площадь проходного сечения горла межлопаточных каналов (рис. 1), что в свою очередь влияет на режим течения и возникновения режимов «запирания».

Учет влияния сжимаемости и вязкости потока предполагает необходимость достаточно точного определения наступления режимов «запирания» при отрицательных углах атаки последних ступеней с целью согласования расходных характеристик первых и последних ступеней многоступенчатого осевого компрессора и обеспечения газодинамической устойчивости компрессора на нерасчетных режимах работы ГТД.

На рис. 1 изображены основные параметры решетки аэродинамических профилей на режиме «запирания» течения воздуха в межлопаточных каналах. Режим «запирания» с максимально возможным расходом воздуха возникает при условии равенства скорости потока в горле межлопаточного канала и скорости звука  $w_{г} = a_{кр}[1]$ .

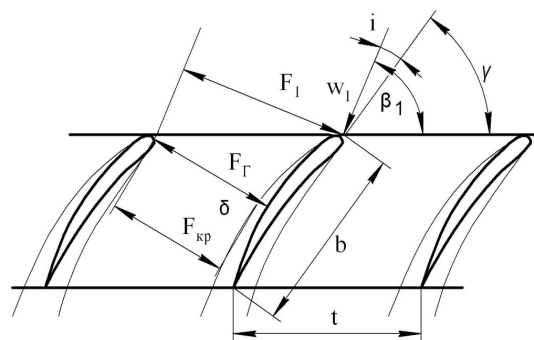


Рис. 1. Основные параметры решетки аэродинамических профилей:  $\delta$  – толщина пограничного слоя на поверхности профиля;  $w_1$  – вектор скорости на входе в решетку;  $i$  – угол атаки;  $\beta_1$  – угол входа потока;  $\gamma$  – угол установки профилей в решетке;  $t$  – шаг решетки;  $b$  – хорда профиля;  $F_1$  – площадь нормального сечения на входе в решетку;  $F_{кр}$  – площадь «критического горла» межлопаточного канала;  $F_г$  – площадь «горла» межлопаточного канала

В работе [10] представлена теоретическая зависимость для расчета режима «запирания» течения в межлопаточных каналах для потока вязкого газа:

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

Представим отношение площади «критического горла» межлопаточного канала  $F_{кр}$  к площади нормального сечения на входе в решетку  $F_1$  в виде

$$\frac{F_{кр}}{F_1} = \frac{l(h_\Gamma - \delta_{\Sigma\Gamma}^*)}{l \cdot h_1} = \frac{h_\Gamma - \delta_{\Sigma\Gamma}^*}{h_1} =$$

$$= \frac{t \cdot \sin \gamma - \delta_{\Sigma\Gamma}^*}{t \cdot \sin \beta_1} = \frac{1}{\sin \beta_1} \left( \sin \gamma - \frac{\delta_{\Sigma\Gamma}^*}{t} \right) = \frac{1}{\sin \beta_1} K_\Gamma,$$

где  $K_\Gamma = \sin \gamma - \frac{\delta_{\Sigma\Gamma}^*}{t}$  – кинематический коэффициент,

учитывающий влияние вязкости течения на фактическую величину площади «живого сечения» межлопаточного канала.

Толщина вытеснения пограничного слоя  $\delta_{\Sigma\Gamma}^*$  рассчитывается по методике, изложенной в [1].

С учетом кинематического коэффициента уравнение (1) принимает вид:

$$M_{max} \left( \frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{max}^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{1}{\sin \beta_1} K_\Gamma. \quad (2)$$

В современной практике проектирования газотурбинных двигателей широко используется вычислительный эксперимент, который включает следующие этапы [11]:

1. Создание геометрической модели.
2. Создание расчетной сетки (mesher).
3. Задание начальных и граничных условий.
4. Численное решение задачи (solver).
5. Визуализация решения.
6. Анализ решения (оценка точности).

Расчетная область для данной задачи состоит из одной лопатки (хорда лопатки  $b=52$  мм, шаг  $t=52$  мм) и одного межлопаточного канала, длина входного участка – 40 мм, длина выходного участка – 100 мм.

Значительную роль при моделировании играет выбор расчетной сетки. Для большинства задач газодинамики используются адаптивные сетки. Для решения данной задачи выбрана нерегулярная адаптивная сетка, которая содержит порядка 500000 ячеек.

При задании начальных и граничных условий важное место занимает выбор модели турбулентной вязкости. Расчет турбулентного течения газа выполнялся путем численного решения осредненных уравнений Навье – Стокса (уравнений 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 моделей турбулентности, однако наиболее часто для расчета течения в лопаточных венцах используются модели турбулентной вязкости  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  и SST. Модели турбулентности типа  $k-\epsilon$  лучше описывают свойства сдвиговых течений, а модели типа  $k-\omega$  имеют преимущество при моделировании пристеночных функций. Модель турбулентности SST Ментера [12] записывается путем суперпозиции моделей  $k-\epsilon$  и  $k-\omega$ . Плавный переход от  $k-\omega$  модели в пристеночной области к  $k-\epsilon$  модели в ядре потока обеспечивается введением весовой эмпири-

ческой функции  $F_1$ . В данной работе была выбрана модель турбулентности SST Ментера.

Для газодинамического расчета течения была использована расчетная схема второго порядка с локальным использованием расчетной схемы первого порядка (High resolution). В работе [11] показано, что эта расчетная схема, используемая авторами, наиболее точно соответствует решаемой задаче.

Для исследования влияния угла установки профиля в решетке аэродинамических профилей при критическом режиме течения была проведена серия газодинамических расчетов для компрессорной решетки аэродинамических профилей с различными углами установки  $\gamma=30^\circ, \gamma=40^\circ, \gamma=50^\circ, \gamma=60^\circ, \gamma=70^\circ$ .

На рис. 2, *a-z* изображены фрагменты мгновенного поля скоростей для решетки аэродинамических профилей с углами установки  $\gamma=30^\circ, \gamma=40^\circ, \gamma=50^\circ, \gamma=60^\circ, \gamma=70^\circ$  при  $M=0,594$ .

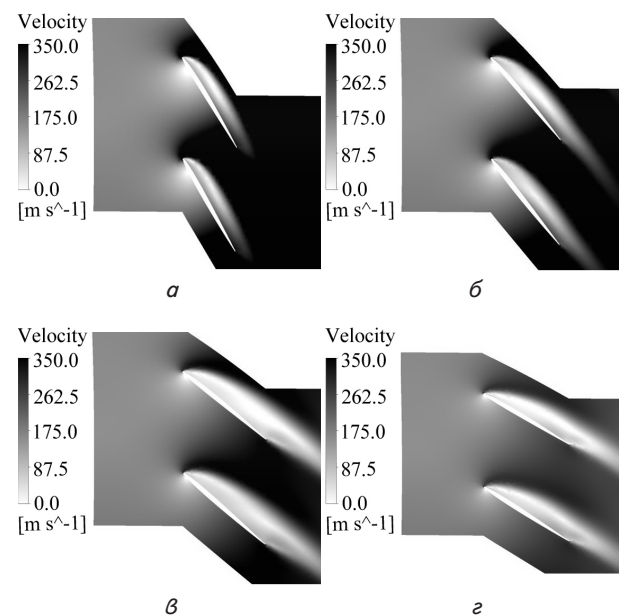


Рис. 2. Фрагменты мгновенного поля скоростей для решетки аэродинамических профилей при  $M=0,594$ : *a* –  $\gamma=30^\circ$ ; *б* –  $\gamma=40^\circ$ ; *в* –  $\gamma=50^\circ$ ; *г* –  $\gamma=60^\circ$

Фрагменты мгновенного поля скоростей для решетки аэродинамических профилей, изображенные на рис. 2 показывают существенное влияние на поля скоростей величины угла установки профилей в решетке.

На рис. 3 представлены обобщенные результаты исследований влияния углов установки профилей на возникновение режимов «запирания» межлопаточных каналов компрессорных решеток с использованием уравнения (2). Обобщенные характеристики режимов «запирания» межлопаточных каналов компрессорных решеток изображены в виде графиков, которые характеризуют зависимость числа Маха  $M_{max}$  на входе в решетку от отношения площадей  $F_t/F_1$  при разных углах установки профилей. Графики теоретических зависимостей на рис. 3 представлены сплошными линиями, а результаты численного эксперимента – точками.

Сравнение результатов теоретических и экспериментальных исследований показало, что характер течения в межлопаточных каналах и формирование

пограничного слоя существенно зависят от угла установки профилей в решетке. При уменьшении угла установки профилей происходит существенное уменьшение относительного значения минимальной фактической площади проходного сечения межлопаточных каналов (характеризующегося в аэродинамике как площадь «живого» сечения), что ведет к уменьшению значения числа Маха на входе в решетку ( $M_{max}$ ), при котором наступает режим «запирания» течения в межлопаточных каналах по расходу воздуха. Эти особенности должны учитываться при расчетах режимов «запирания».

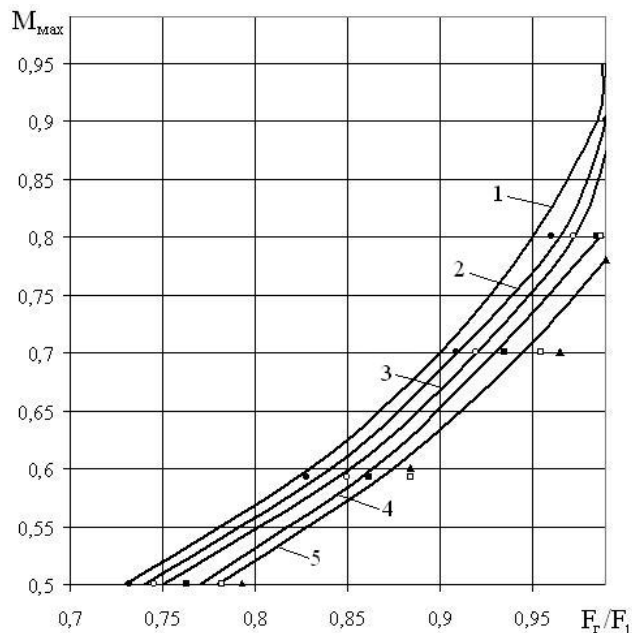


Рис. 3. Обобщенные характеристики «запирания» межлопаточных каналов компрессорных решеток: теоретические зависимости при различных углах установки профилей; 1 –  $\gamma=70^\circ$ ; 2 –  $\gamma=60^\circ$ ; 3 –  $\gamma=50^\circ$ ; 4 –  $\gamma=40^\circ$ ; 5 –  $\gamma=30^\circ$ ; экспериментальные зависимости при различных углах установки профилей; ● –  $\gamma=70^\circ$ ; ○ –  $\gamma=60^\circ$ ; ■ –  $\gamma=50^\circ$ ; □ –  $\gamma=40^\circ$ ; ▲ –  $\gamma=30^\circ$ )

## 5. Выводы

Обобщенные характеристики компрессорных решеток при режиме «запирания», полученные в результате исследований, могут использоваться для определения режимов «запирания» ступеней осевого компрессора и расчета границы газодинамической устойчивости многоступенчатых осевых компрессоров.

Результаты газодинамического расчета течения в решетках аэродинамических профилей показали значительное влияние пограничных слоев, которые формируются за входной кромкой на внешней и внутренней поверхностях лопаток на параметры потока в межлопаточных каналах. При уменьшении угла установки профилей в решетке уменьшается значение

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

## 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. doi: 10.1002/9780470825020
3. Брусиловский, И. В. Аэродинамика осевых вентиляторов компрессоров [Текст] / И. В. Брусиловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.
4. Razavi, S. R. Numerical and performance analysis of one row transonic rotor with sweep and lean angle [Text] / S. R. Razavi, M. Boroomand // Journal of Thermal Science. – 2014. – Vol. 23, Issue 5. – P. 438–445. doi: 10.1007/s11630-014-0727-1.
5. 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.
6. 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. – Vol. 22, Issue 6. – P. 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7.
7. 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.
8. 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.
9. 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.
10. Терещенко, Ю. М. Влияние густоты решетки аэродинамических профилей на режимы «запирания» течения в межлопаточных каналах [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, А. Техрани // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2014. – Т. 4, № 7 (703). – P. 30–33. doi: 10.15587/1729-4061.2014.26067
11. Бойко, А. В. Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин [Текст] / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорушенко, М. В. Бурлака. – Х.: НТУ «ХПИ», 2012. – 192 с.
12. 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.