

УДК 629.735.03:621.43.031.3(045)

*Е. В. ДОРОШЕНКО*, канд. техн. наук, доц., НАУ, Киев;  
*Ю. Ю. ТЕРЕЩЕНКО*, канд. техн. наук, ассист, НАУ, Киев;  
*А. ТЕХРАНИ*, аспирант, НАУ, Киев

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ В РЕШЕТКАХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ

В работе представлена разработанная методика расчета критических режимов «запирания» течения в решетках аэродинамических профилей с учетом вязкости. Предложены зависимости для расчета течения в межлопаточных каналах с учетом пограничного слоя для больших положительных и отрицательных углов атаки. Методика апробирована путем сопоставления известных экспериментальных данных и полученных авторами результатов численного эксперимента.

**Ключевые слова:** методика, запирание, течение, решетка, моделирование, срыв, пограничный слой, компрессор, вязкость, сжимаемость.

**Введение.** 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].

К основным ограничениям режимов работы ступени компрессора относятся ограничения по срыву потока при больших положительных углах атаки, и ограничения по максимальному расходу воздуха в межлопаточных каналах ступеней осевого компрессора (ограничения по «запиранию»).

Отрывные течения широко распространены в природе и их описание важно для инженерных расчетов. Поскольку возникновение отрыва является результатом вязко – невязкого взаимодействия слоев течения, для его предсказания необходимо точно моделировать как вязкие, так и невязкие процессы. При этом необходимо учитывать, что они взаимодействуют нелинейно. Известно, что расположение точки отрыва пограничного слоя определяется градиентом давления на обтекаемой поверхности. Турбулентный пограничный слой более устойчив к отрыву, поскольку вязкое сдвиговое напряжение противодействует градиенту давления в турбулентном слое выше, чем в ламинарном. Поэтому при исследовании отрывных течений необходимо учитывать и достаточно точно моделировать состояние пограничного слоя.

В настоящее время выполнено ряд исследований по вопросам определения параметров и характеристик компрессорных решеток. Например, в работе [3] экспериментально исследовано влияние критических режимов течения в лопаточных венцах на характеристики компрессора. В работах [2, 3]

представлены результаты исследований влияния вращающегося срыва на потерю газодинамической устойчивости. В работе [4] исследовано влияние входной неравномерности на потерю газодинамической устойчивости в трансзвуковом компрессоре.

При течении реального газа в компрессорной решетке на поверхности профилей формируется пристенный пограничный слой. В результате его создания уменьшается площадь проходного сечения горла межлопаточных каналов, 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.

**Цель работы.** Целью данного исследования является разработка методики расчета критических режимов «запирания» течения в решетках аэродинамических профилей при отрицательных углах атаки с учетом вязкости.

**Методика расчета критических режимов течения в решетках аэродинамических профилей с учетом вязкости.** Течение воздуха в компрессорной решетке на режимах «запирания» можно разграничивать на участки конфузورного (до горла) и диффузорного (за горлом) течения (рис. 1).

Если течение потока в горле межлопаточных каналов соответствует условию  $w_1 = a_{кр}$ , то возникает режим «запирания» с максимально возможной расходом воздуха. На рис. 1 обозначено:  $w_1$  – 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;  $F_\Gamma$  – площадь “горла” межлопаточного канала;  $F_a$  – площадь сечения межлопаточного канала;  $\delta_n$  – толщина пограничного слоя на нижней поверхности профиля;  $\delta_b$  – толщина пограничного слоя на верхней поверхности профиля.

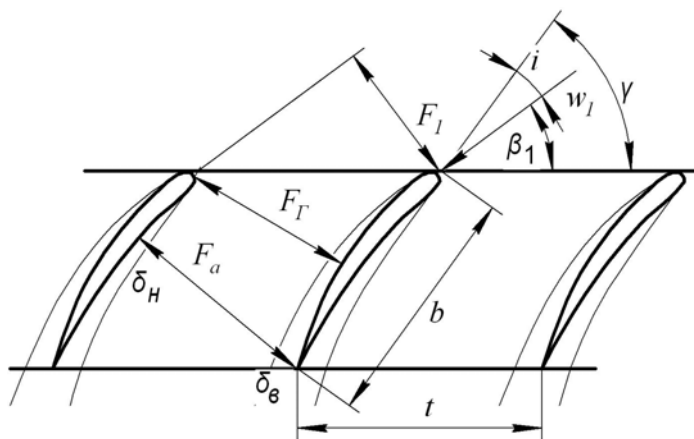


Рис. 1 – Схема течения в решетке аэродинамических профилей

В работе рассматривается методика расчета течения в решетках аэродинамических профилей при положительных и отрицательных углах атаки для случаев: течение невязкого и вязкого сжимаемого газа.

Рассмотрим расчет течения невязкого сжимаемого газа в решетках аэродинамических профилей. Для такого течения уравнение расхода для сечений  $F_1$  и  $F_\Gamma$  запишется в виде:

$$mF_1 \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} q(\lambda_1) = mF_\Gamma \frac{P_\Gamma^*}{\sqrt{T_\Gamma^*}} q(\lambda_\Gamma),$$

где  $m$  – коэффициент расхода воздуха, учитывающий особенности физических свойств рабочего тела, равный  $m = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{\frac{k}{R}}$ ;  $R$  – газовая постоянная;  $F_1$  – площадь нормального сечения на входе в решетку;  $F_r$  – площадь “горла” межлопаточного канала;  $P_1^*, T_1^*$  – полное давление и температура в сечении  $F_1$ ;  $P_r^*, T_r^*$  – полное давление и температура в “горле” межлопаточного канала;  $q(\lambda_1)$ ,  $q(\lambda_r)$  – плотность тока в характерных сечениях.

Из условия  $P_1^* = P_r^*$  и  $T_1^* = T_r^*$ , получаем:

$$\frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)} = \frac{F_1}{F_r} = \frac{t \cdot \sin \beta_1}{t \cdot \sin \gamma}; \quad \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)} = \frac{\sin \beta_1}{\sin \gamma}; \quad q(\lambda_1) = q(\lambda_r) \frac{\sin \gamma}{\sin \beta_1}.$$

Значение функции расхода в сечении  $F_1$  для режима “запирания”, которое соответствует режиму критического течения в горле  $F_r$ , имеет вид:

$$q(\lambda_1) = \frac{\sin \gamma}{\sin \beta_1}.$$

Величина  $M_{\max} = \frac{w_1}{a}$ , которая соответствует возникновению критического течения в “горле” межлопаточного канала, определяется выражением:

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

Для течения вязкого газа в решетке уравнение неразрывности течения в межлопаточном канале 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:

$$\frac{F_1}{(F_r - \delta^* l)} = \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)}; \quad \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)} = \frac{t \cdot \sin \beta_1}{(t \cdot \sin \gamma - \delta^*)}; \quad \frac{\sin \beta_1}{\left(\sin \gamma - \frac{\delta^*}{t}\right)} = \frac{q(\lambda_r)}{q(\lambda_1)}.$$

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  $\left(t = b \cdot \frac{t}{b}\right)$ ;  $b$  – хорда профиля;  $\frac{t}{b}$  – густота решетки. Для потока вязкого газа режим запирания решетки определяется выражением:

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

Рассмотрим расчет критического течения вязкого сжимаемого газа в решетках аэродинамических профилей при обтекании с отрицательными углами атаки. В этом случае уравнение неразрывности течения в межлопаточном канале с учетом пограничного слоя запишется в виде:

$$m F_1 \frac{P_1^*}{\sqrt{T_1^*}} q(\lambda_1) = m (F_a - \delta_n^* l - \delta_g^* l) \frac{P_a^*}{\sqrt{T_a^*}} q(\lambda_a),$$

где  $\delta_n^*$  – толщина вытеснения пограничного слоя на нижней поверхности лопатки в сечении  $F_a$ ;  $\delta_g^*$  – толщина вытеснения пограничного слоя на нижней поверхности лопатки в сечении  $F_a$ .

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

$$\frac{F_1}{(F_a - \delta_n^* l - \delta_g^* l)} = \frac{q(\lambda_a)}{q(\lambda_1)}; \quad \frac{q(\lambda_a)}{q(\lambda_1)} = \frac{t \cdot \sin \beta_1}{(t \cdot \sin \gamma - \delta_n^* - \delta_g^*)}; \quad \frac{\sin \beta_1}{\left( \sin \gamma - \frac{\delta_n^*}{t} - \frac{\delta_g^*}{t} \right)} = \frac{q(\lambda_a)}{q(\lambda_1)}.$$

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

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

Для потока вязкого газа режим «запирания» решетки при обтекании с отрицательными углами атаки определяется выражением:

$$M_{\max} \left( \frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_{\max}^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \frac{\sin \gamma - \frac{\delta_n^*}{t} - \frac{\delta_g^*}{t}}{\sin \beta_1}. \quad (3)$$

С помощью уравнений (1)-(3) рассчитываются теоретически максимальные значения переметров воздуха на входе в решетку, при которых в горле решетки наступает критический режим течения. Этот режим соответствует максимальным расходом воздуха через межлопаточные каналы и характеризуется как режим «запирания» компрессорной решетки по расходу воздуха. Толщина вытеснения пограничного слоя для вязкого сжимаемого газа рассчитывается по интегральным характеристикам пограничного слоя [1].

Для апробации методики расчета критических режимов течения в решетках аэродинамических профилей был выбран численный эксперимент, достоверность которого подтверждалась сопоставлением с результатами физического эксперимента.

В качестве объекта исследования выбрана решетка аэродинамических профилей, которые имеют следующие геометрические параметры: хорда  $b = 0,3 \text{ м}$ ; относительная максимальная толщина профиля  $\bar{c} = 10\%$ . Основные параметры решетки: густота  $b/t = 0,77$ ; угол установки  $\gamma = 45^\circ$ ; угол атаки  $i$ .

Исследования характера обтекания проводились при значениях угла атаки

$i = -15 \dots +15$ . Для каждого угла атаки исследования проводились при нескольких значениях числа  $M_1$ . Число Рейнольдса, вычисленное по хорде лопатки, при продувках решетки изменялось в пределах  $2 \cdot 10^5 - 8 \cdot 10^5$ .

Расчет течения газа выполнялся путем численного решения осредненных уравнений Навье – Стокса (уравнений Рейнольдса), которые замыкались моделью турбулентности. В данной работе использовалась модель турбулентности SST [7], которая хорошо зарекомендовала себя для решения подобного класса задач [8]. Для решения задачи была построена нерегулярная адаптивная расчетная сетка с приблизительно 1 млн. ячеек.

При проведении расчетов боковые границы расчетной области формировались по линиям тока при условии непрозрачности твердых стенок. Твердые стенки принимались адиабатическими. Также использовалось условие прилипания. В качестве рабочего тела использовался воздух.

На рис. 2 показан фрагмент мгновенного поля скорости при обтекании решетки профилей для угла атаки  $i = -5^\circ$  и числа Маха  $M = 0,729$ , полученного путем численного эксперимента с использованием модели турбулентности SST. В случае больших дозвуковых скоростей ( $M_1 > 0,5$ ) вследствие проявления эффекта сжимаемости изменяется поле скоростей в решетке. При этом увеличиваются градиенты скоростей вдоль линий тока, изменяется форма линий тока, а также смещаются области максимальных и минимальных скоростей. На рис. 2 можно видеть, что горло межлопаточного канала (сечения с минимальной площадью «живого сечения») сдвигается вниз по потоку. На рис. 3 представлены результаты расчетных исследований режимов «запирания» решеток аэродинамических профилей



Рис. 2 – Фрагмент мгновенного поля скорости при обтекании решетки профилей для углов атаки  $i = -5^\circ$  и числа Маха  $M = 0,729$

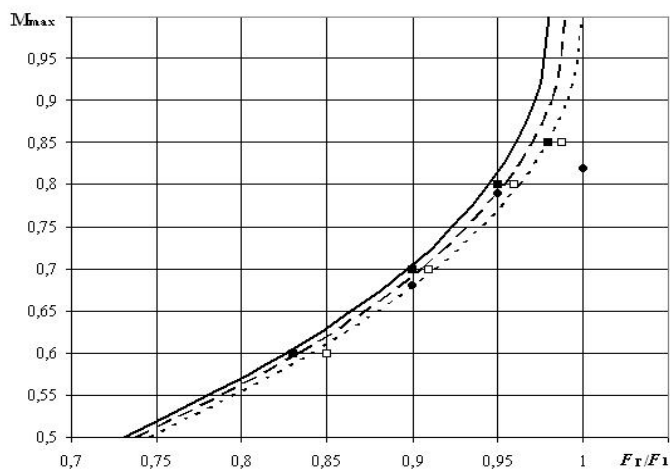


Рис. 3 – Зависимости значения  $M_{max}$  для решетки аэродинамических профилей от отношения  $F_r / F_1$ : — — теоретическая зависимость (1); - - - - теоретическая зависимость (2); - . - . теоретическая зависимость (3); ● — экспериментальные данные [2]; □ — результаты численного эксперимента для положительных углов атаки; ■ - результаты численного эксперимента для отрицательных углов атаки

с использованием зависимостей (1–3), результаты экспериментальных исследований [2] и результаты вычислительного эксперимента.

Анализ этих зависимостей свидетельствует о том, что в результате влияния вязкости реального потока существенно уменьшаются значения скорости на входе в решетку, при которых происходит запираание горла межлопаточного канала при условии максимального расхода воздуха.

### Выводы

1. Сравнение расчетных характеристик режимов «запираания» для решеток аэродинамических профилей с экспериментальными данными свидетельствует о достаточной корректности предложенной методики расчета.

2. Результаты вычислительного эксперимента показали, учет реальных параметров газового потока при расчете аэродинамических характеристик компрессорных решеток позволяет более достоверно опеределять границу «запираания» межлопаточных каналов по расходу воздуха.

**Список литературы:** 1. *Терещенко, Ю. М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 168 с. 2. *Бунимович, А. И.* Аэродинамические характеристики плоских компрессорных решеток при большой дозвуковой скорости [Текст] / А. И. Бунимович, А. А. Святогоров // Лопаточные машины и струйные аппараты. – 1967. – № 2. – С. 5–35. 3. *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. 4. *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. 5. *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. 6. *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. 7. *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. 8. *Бойко, А. В.* Применение вычислительной аэродинамики к оптимизации лопаток турбомашин [Текст] / А. В. Бойко, Ю. Н. Говорущенко, М. В. Бурлака. – Х.: НТУ «ХПИ», 2012. – 192 с.

**Bibliography (transliterated):** 1. *Tereschenko, Yu. M.* (1987). Ajerodinamicheskoe sovershenstvovanie lopatochnyh apparatov kompressorov. Moscow, USSR: Mashinostroenie, 168. 2. *Bunimovich, A. I., Syjatogorov, A. A.* (1967). Ajerodinamicheskie harakteristiki ploskih kompressornyh reshetok pri bol'shoj dozvukovoj skorosti. Lopatochnye mashiny i strujnye apparaty, 2, 5–35. 3. *Hara, T., Morita, D., Ohta, Y., Ohta, E.* (2011). Unsteady flow field under surge and rotating stall in a three-stage axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 20 (1), 6–12. doi: 10.1007/s11630-011-0427-z. 4. *Abe, T., Mitsui, H., Ohta, Y.* (2013). Coexisting phenomena of surge and rotating stall in an axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 22 (6), 547–554. doi: 10.1007/s11630-013-0661-7. 5. *Ohta, Y., Fujita, Y., Morita, D.* (2012). Unsteady behavior of surge and rotating stall in an axial flow compressor. Journal of Thermal Science, 21 (4), 302–310. doi: 10.1007/s11630-012-0548-z. 6. *Du, J., Lin, F., Chen, J., Morris, S. C., Nie, C.* (2012). Numerical study on the influence mechanism of inlet distortion on the stall margin in a transonic axial rotor. Journal of Thermal Science, 21 (3), 209–214. doi: 10.1007/s11630-012-0537-2. 7. *Menter, F. R.* (1994). Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J., 32 (8), 1598–1605. doi:10.2514/3.12149. 8. *Bojko, A. V., Govorushhenko, Ju. N., Burlaka, M. V.* (2012). Primenenie vychislitel'noj ajerodinamiki k optimizacii lopatok turbomashin. Har'kov, Ukraine: NTU «HPI», 192.

*Поступила (received) 05.08.2014*