

УДК 629.735.083.02.06(045)

Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО, Е. В. ДОРОШЕНКО, Дж. АБОЛХАССАНЗАДЕ

Национальный авиационный университет, Украина

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ С УЧЕТОМ ТРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦАХ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Представлены результаты численного моделирования течения в компрессорной решетке с учетом трения и теплообмена на поверхности лопаток.*

**Ключевые слова:** моделирование течения, вязкое трение, теплообмен, пограничный слой

**Вступление.** При проектировании лопаточных венцов осевого компрессора необходимо минимизировать потери, связанные с проявлением сил вязкого трения на поверхности лопаток в лопаточных венцах компрессора. В процессе эксплуатации авиационной техники происходит интенсивный абразивный износ рабочих поверхностей лопаточных венцов, что приводит к существенному росту потерь на трение и вихреобразование в ступенях и, как следствие, снижению напорности и КПД компрессоров [1; 2; 4]. Это определяет постановку задачи детального изучения процесса течения с трением и теплообменом в решетках аэродинамических профилей и установления влияния формы профилей и других геометрических параметров решетки на основные показатели работы решетки в широком диапазоне изменения чисел Маха и Рейнольдса.

**Постановка задачи.** Задача данной работы состоит в исследовании течения в компрессорной решетке с трением и теплообменом с помощью численного эксперимента с последующим сравнением результатов численного и физического экспериментов.

**Решение задачи и анализ результатов.** В качестве объекта исследования выбрана решетка аэродинамических профилей (рис. 1, а), которые имеют следующие геометрические параметры (рис. 1, б): хорда  $b = 0,3$  м; положение максимальной вогнутости средней линии в долях хорды  $\bar{x}_f = 0,45$ ; угол изгиба  $\varepsilon = 35^\circ$ ; относительная максимальная толщина профиля  $\bar{c} = 10\%$ . Основные параметры решетки: густота  $b/t = 0,77$ ; угол установки  $\vartheta = 45^\circ$ ; входной угол средней линии профиля  $\chi_1$ ; выходной угол средней линии профиля  $\chi_2$ ; угол атаки  $i$ .

Расчет турбулентного течения газа выполнялся путем численного решения осредненных уравнений Навье – Стокса (уравнений Рейнольдса). Для учета градиентов дополнительных напряжений и тепловых потоков, связанных с турбулентным трением, в уравнения вводятся осредненные по времени новые члены. Эти новые величины должны быть связаны с характеристиками осредненного течения с помощью моделей турбулентной вязкости.

В данной работе использовалась модель турбулентной вязкости SST, которая хорошо зарекомендовала себя для исследования вязких течений с трением и теплообменом. Для численного решения поставленной задачи путем дискретизации исходных дифференциальных уравнений в данной работе использовалась нерегулярная адаптивная расчетная сетка с приблизительно 1 млн. ячеек. Твердые стенки принимались адиабатическими.

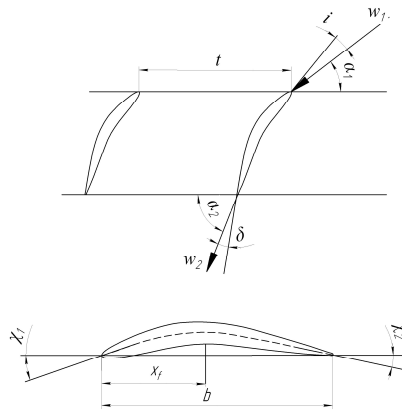


Рис. 1. Условные обозначения в решетке и в профиле

Изменение угла отставания потока определялось по зависимостям [1], полученным в результате обобщений результатов экспериментальных исследований характеристик дозвуковых компрессорных решеток. При малых числах  $M_1$  обтекание профилей происходит без отрыва потока.

При течении реальной вязкой жидкости на поверхности профиля образуется пограничный слой, обусловленный силами вязкого трения. На диффузорных участках межлопаточных каналов может происходить отрыв потока. На выходной кромке всегда происходит отрыв потока, а в образующейся закруточной зоне – вихревое движение.

На диффузорных участках межлопаточных каналов может происходить отрыв потока. При повышении значения числа  $M_1$  и угле атаки, больше  $5^\circ$ , наблюдается отрыв потока. На выходной кромке всегда происходит отрыв потока, а в образующейся закруточной зоне – вихревое движение.

При исследовании характера обтекания профиля одной из важных задач является определение структуры пограничного слоя, образующегося на профиле, а также установление точек перехода и отрыва. На границах закруточных зон происходит скачкообразное изменение скорости, границы отрывных зон распадаются на отдельные вихри, уносимые потоком. На некотором небольшом расстоянии за кромками происходит выравнивание потока, сопровождающееся изменением статического давления, скорости и угла выхода потока.

На рис. 2 показано фрагменты мгновенного поля скорости при обтекании решетки профилей для различных углов атаки и разных значениях чисел Маха.

При больших дозвуковых скоростях ( $M_1 > 0,5$ ) вследствие проявления эффекта сжимаемости изменяется поле скоростей в решетке. Это приводит к увеличению градиентов скоростей вдоль линий тока, изменению формы линий тока и смещению области максимальных и минимальных скоростей [2]. При определенных значениях  $M_1 < 1$  на некоторых участках поверхности профиля появляются области сверхзвуковых скоростей. Характер обтекания решетки в этом случае резко изменяется.

Проследим характер изменения пограничного слоя на вогнутой и выпуклой поверхностях лопатки (рис. 3).

Потери энергии в лопаточных венцах, обусловленные влиянием вязкого трения и высокой турбулентностью потока, в значительной степени влияют на КПД ступеней и компрессора в целом. При исследовании характеристик компрессоров одной из важных задач является определение структуры пограничного слоя, образующегося на поверхности лопаток при их обтекании с трением и теплообменом потоком вязкого сжимаемого газа, а также установление точек перехода и отрыва.

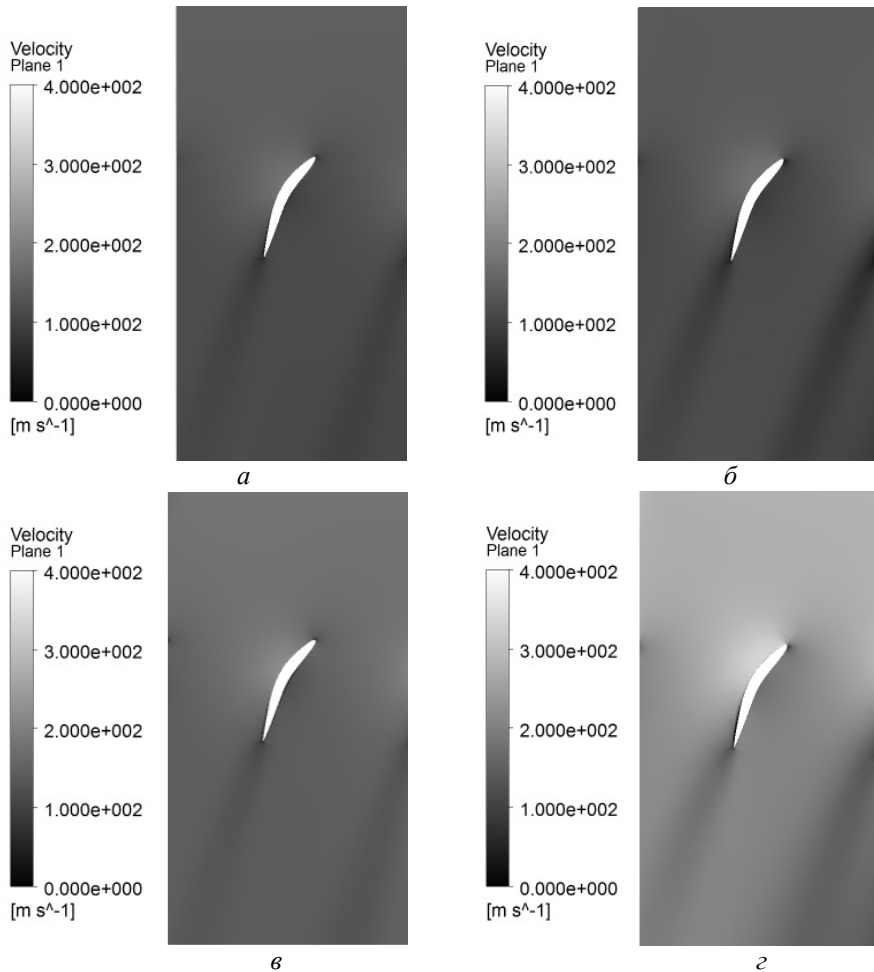


Рис. 2. Фрагменты мгновенного поля скорости для различных углов атаки и разных значениях чисел Маха: *a* –  $M_1=0,41$ ;  $i=0^\circ$ ; *б* –  $M_1=0,514$ ;  $i=5^\circ$ ; *в* –  $M_1=0,514$ ;  $i=-5^\circ$ ; *г* –  $M_1=0,82$ ;  $i=7,5^\circ$

Результаты численного моделирования течения в межлопаточных каналах и расчеты пограничного слоя на вогнутой и выпуклой поверхностях лопатки показали, что на вогнутой поверхности за точкой торможения (критической точкой) толщина слоя вначале нарастает незначительно.

В местах увеличения кривизны поверхности лопатки, где скорость внешнего потока не меняется или уменьшается, толщина пограничного слоя возрастает. В этих точках происходит переход ламинарного слоя в турбулентный, а при некоторых режимах – даже местный отрыв слоя (рис.4).

Вдоль спинки аэродинамического профиля заметно интенсивное нарастание толщины слоя, достигающей у выходной кромки максимальных значений. При дозвуковой скорости набегающего потока можно различать несколько режимов обтекания компрессорных решеток.

Первый режим характерен тем, что скорость в межлопаточных каналах везде дозвуковая. На этом режиме при угле атаки, соответствующем безотрывному обтеканию профиля, потери в решетке определяются трением в пограничном слое. В случае обтекания с отрывом пограничного слоя потери в решетке на этом режиме складываются из потерь на трение и потерь на вихреобразование в зоне отрыва.

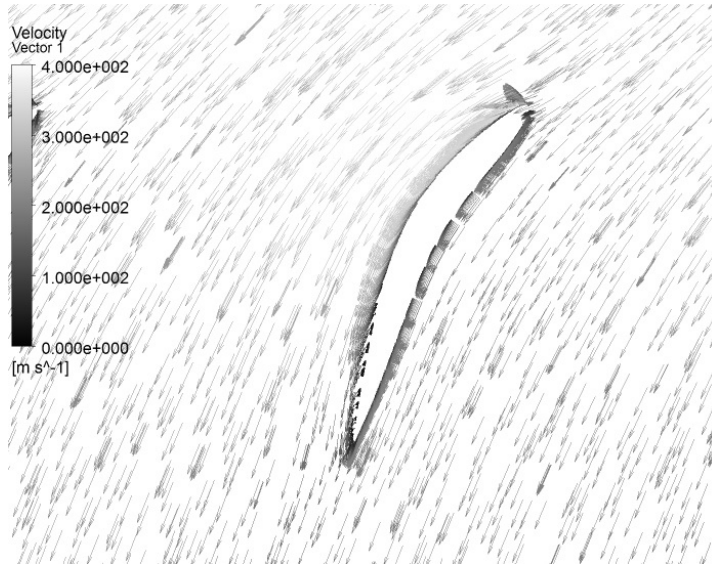


Рис. 3. Векторное поле скоростей при обтекании решетки профилей с  $M_1=0,82$  и  $i=7,5^\circ$

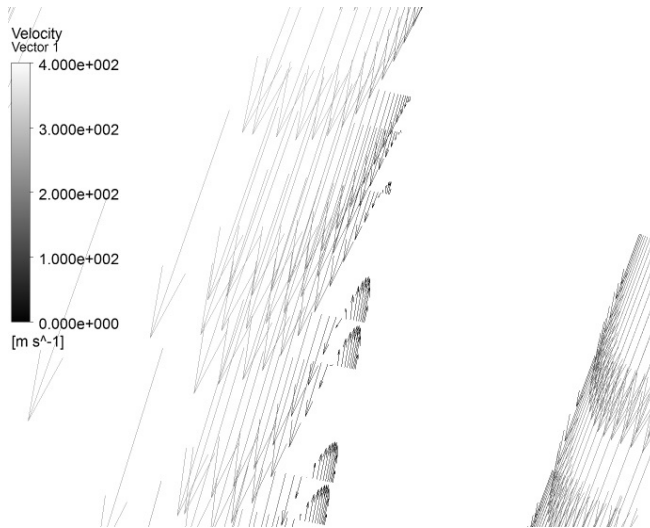


Рис. 4. Точка отрыва пограничного слоя на профиле при обтекании решетки профилей с  $M_1=0,82$  и  $i=7,5^\circ$

Второй режим является переходным и характеризуется наличием в потоке местных сверхзвуковых зон и скачков уплотнения. На этом режиме обтекания, наряду с потерями на трение и вихреобразование, существуют еще и волновые потери. Доля волновых потерь ставится особенно ощутимой при приближении к третьему режиму обтекания.

Третий режим характеризуется тем, что появляется пересекающая межлопаточный канал линия перехода, вдоль которой скорость потока равна местной

скорости звука. Интенсивность скачков уплотнения возрастает, а за ними происходит отрыв потока, при этом потери в решетке значительны

На рис. 5 показано изменение параметра скорости  $\bar{\lambda} = \lambda/\lambda_1$  в межлопаточном канале рассматриваемой решетки при угле атаки  $i = 0^\circ$ , полученные экспериментально [3] и путем численного моделирования (линиями представлены результаты численного моделирования).

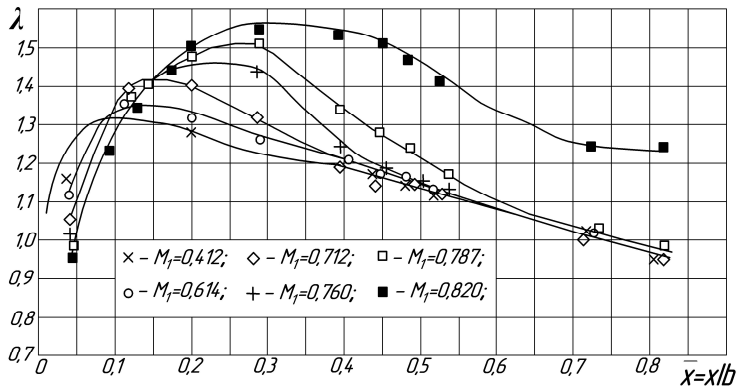


Рис. 5. Распределение относительной скорости по контуру профиля

Для данной решетки при угле атаки  $0^\circ$ : первый режим соответствовал значениям чисел Маха  $M_1 < 0,614$ ; второй режим – значениям чисел  $0,614 < M_1 \leq 0,787$ ; третий режим – числу  $M_1 = 0,82$ . Поскольку при  $M_1 = 0,82$  линия  $\bar{\lambda} = 1$  перекрывает межлопаточный канал, наступает режим «запирания» течения в решетке, который характеризуется тем, что дальнейшее увеличение расхода через решетку невозможно. Число  $M_1$ , при котором наблюдается третий режим течения, является для решетки максимальным.

**Выводы.** Сопоставление результатов численного моделирования течения с трением и теплообменом в решетке профилей и результатов экспериментальных данных [3] свидетельствуют об их хорошей сходимости, что свидетельствует о возможности использования данного метода расчета для исследования влияния трения и теплообмена на течение в лопаточных венцах компрессоров газотурбинных двигателей.

Полученные результаты могут быть использованы при выполнении следующего этапа исследований по изучению влияния абразивного износа поверхностей лопаточных венцов [4] на уровень потерь и запас газодинамической устойчивости компрессоров газотурбинных двигателей.

#### Список литературы

1. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю.М. Терещенко // – М.: Машиностроение, 1987. – 168с.
2. Дейч М.Е. Техническая газодинамика / М.Е. Дейч // – М.–Л.: Госэнергоиздат, 1961. – 672с.
3. Бунимович А.И., Святогоров А.А. Аэродинамические характеристики плоских компрессорных решеток при большой дозвуковой скорости // Лопаточные машины и струйные аппараты. – М.: Машиностроение. – 1967. – №2. – С.5–35.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г.Шлихтинг // – М.:Изд.НАУКА, 1969. – 744с.

---

*Y. M. TERESHCHENKO, K. V. DOROSHENKO, J. ABOLHASSANZADE*

**MODELLING OF FLOW WITH FRICTION AND HEAT EXCHANG IN COMPRESSOR CASCADES OF GAS TURBINE ENGINES**

Results of simulation of subsonic flow in compressor blade cascade are presented in the work. Comparison results of numerical and physical experiments are given. Results of research can be used for solving of tasks about influence of wear and friction on parameters and characteristics of compressors of gas turbine engines.

**Key words:** flow simulation, viscous friction, heat exchange, boundary layer

**Терещенко Юрій Матвеевич** – д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигателів, Національний авіаційний університет, пр. Космонавта Комарова, 1, г. Київ, Україна, 03058, тел. 8(044)406-75-93, E-mail: terj@nau.edu.ua.

**Дорошенко Катерина Вікторівна** – к-т техн. наук, доцент кафедри авіаційних двигателів, Національний авіаційний університет, пр. Космонавта Комарова, 1, г. Київ, Україна, 03058, тел. 8(044)406-75-93, E-mail: Kiki\_ua@ukr.net.

**Аболхассанзаде Джалал** – аспірант кафедри авіаційних двигателів, Національний авіаційний університет, пр. Космонавта Комарова, 1, г. Київ, Україна, 03058, тел. 8(044)406-75-93.