

Литература

1. Амбарцумян С.А. Общая теория анизотропных оболочек. - М.: Наука.-1975.-446 с.
2. Пискунов В.Г. Об одном варианте неклассической теории неоднородных пологих оболочек и пластин // Прикладная механика.-1979.-15.- N11.-С.76-81.
3. Рассказов А.О., Соколовская И.И., Шульга Н.А., Теория и расчет слоистых ортотропных пластин и оболочек. - К.: Наукова думка.- 1985.
4. Терегулов И.Г., Сибгатулин Э.С. Метод расчета на усталость слоистых композитных оболочек и пластин // Механика композитных материалов.-1990.-N5.-С.878-896.
5. Плеханов А.В., Прусаков А.П. Об одном асимптотическом методе построения теории изгиба пластин средней толщины // Изв. АН СССР.-Механика твердого тела.-1976.-N3.-С.84- 90.
6. Гондляр А.В. Итерационно-аналитическая теория пластин и оболочек // Рукопись деп. в УкрНИИТИ. -1988.-N1212-Ук88.
7. Гондляр А.В. Итерационно-аналитическая теория деформирования многослойных оболочек // Сопротивление материалов и теория сооружений. - К.: Будивэльник.-1988.-N53.-с.33-37.
8. Баженов В.А., Сахаров А.С., Гондляр А.В., Мельников С.Л. Нелинейные задачи механики многослойных оболочек. - К.: НД Будмехан ки.-1994.-264с.
9. Pagano N.J. Exact solutions for composite in cylindrical bending. // J. Composite materials.-1969.-3.- p.398-411.

□ □

У роботі представлено результати чисельного моделювання течії у компресорній решітці при великих дозвукових швидкостях з подальшим порівнянням результатів чисельного і фізичного експерименту

Ключові слова: моделювання течії, компресорна решітка, примежовий шар

□ □

В работе представлены результаты численного моделирования течения в компрессорной решетке при больших дозвуковых скоростях с последующим сравнением результатов численного и физического эксперимента

Ключевые слова: моделирование течения, компрессорная решетка, пограничный слой

□ □

The results of simulation of subsonic flow in compressor blade cascade are presented in the work. Comparison results of numerical and physical experiments are given

Keywords: flow simulation, compressor blade cascade, boundary layer

□ □

УДК 629.735.083.02.06(045)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КОМПРЕССОРНОЙ РЕШЕТКЕ ПРИ БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Ю. М. Терещенко

Доктор технических наук, профессор*

Контактный тел.: (044) 406-75-93

И. А. Ластивка

Кандидат технических наук, 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

*Кафедра авиационных двигателей**

**Национальный авиационный университет

пр. Космонавта Комарова, 1, м. Киев, 03680

1. Вступление

Аэродинамическое совершенство во многом определяет совершенство авиационного двигателя.

При проектировании лопаточных венцов осевого компрессора необходимо минимизировать все потери, которые имеют место в процессе преобразования энергии в ступенях компрессора. Отсюда вытекает необходимость детального изучения процесса течения 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 [1, 2].

2. Постановка задачи

Задача данной работы состоит в исследовании характера обтекания компрессорной решетки при больших дозвуковых скоростях с помощью численного эксперимента с последующим сравнением результатов численного и физического экспериментов.

3. Решение задачи и анализ результатов

В качестве объекта исследования выбрана решетка аэродинамических профилей (рис. 1а), которые имеют следующие геометрические параметры (рис. 1б): хорда $b=0,3$ м; положение максимальной вогнутости средней линии в долях хорды $\bar{x}_f = 0,45$; угол изгиба $\epsilon = 35^\circ$; 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 χ_1 ; выходной угол средней линии профиля χ_2 ; угол атаки i .

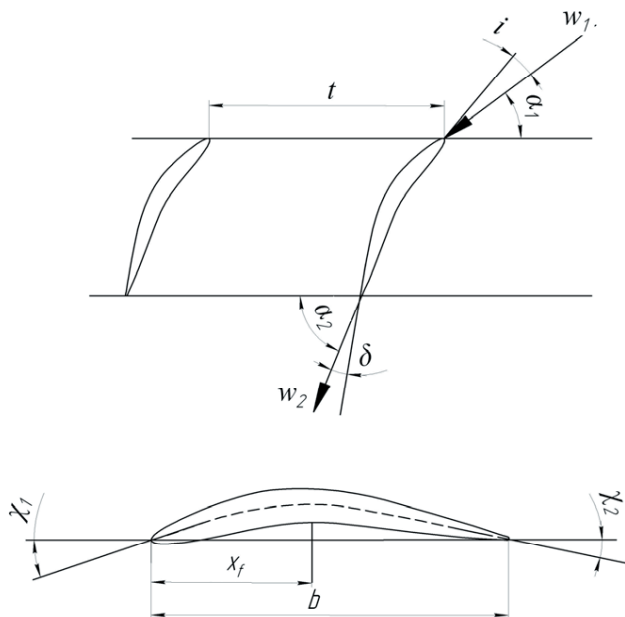


Рис. 1. Условные обозначения в решетке и в профиле

Исследования характера обтекания проводились при разных значениях угла атаки. 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 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. На сегодняшний день существует множество различных моделей турбулентной вязкости. В данной работе использовалась модель

турбулентной вязкости SST, которая хорошо зарекомендовала себя для решения подобного класса задач.

Численное решение задач газовой динамики достигается путем дискретизации исходных дифференциальных уравнений на какой-либо расчетной сетке. В данной работе использовалась нерегулярная адаптивная расчетная сетка с приблизительно 1млн. 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. На входе в расчетную область задавались полное давление и скорость воздуха. На выходе из расчетной области статическое давление задавалось из условия равенства полного давления на выходе и входе. В качестве рабочего тела использовался воздух.

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

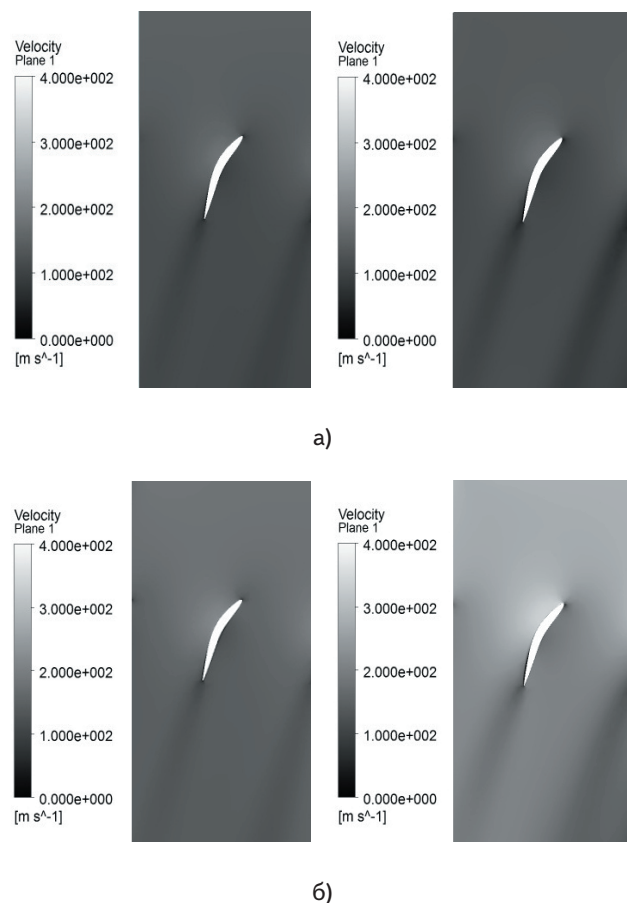


Рис. 2. Фрагменты мгновенного поля скорости для различных углов атаки и разных значениях чисел Маха: а) $M_1=0,41$; $i=0^\circ$; б) $M_1=0,514$; $i=5^\circ$; в) $M_1=0,514$; $i=-5^\circ$; г) $M_1=0,82$; $i=7,5^\circ$

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 повышении значения числа M_1 и угле атаки, больше 5° , наблюдается отрыв потока, как это видно на рис. 2.

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 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.

В случае больших дозвуковых скоростей ($M_1 > 0,5$) вследствие проявления эффекта сжимаемости изменяется поле скоростей в решетке. При этом обычно увеличиваются градиенты скоростей вдоль линий тока, изменяется форма линий тока, а также смещаются 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.

Потери энергии в решетках, обусловленные при малых скоростях влиянием вязкости, периодической неравномерностью, а также высокой турбулентностью потока (а при околозвуковых – еще и необратимыми процессами в скачках уплотнения) в значительной степени влияют на КПД лопаточной машины.

При исследовании характера обтекания профиля одной из важных задач является определение структуры пограничного слоя, образующегося на профиле, а также установление точек перехода и отрыва.

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

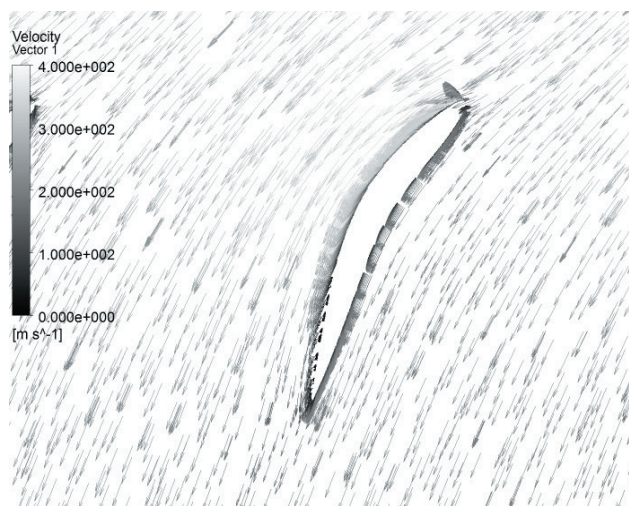


Рис. 3. Векторное поле скоростей при обтекании решетки профилей с $M_1=0,82$ и $i=7,5^\circ$

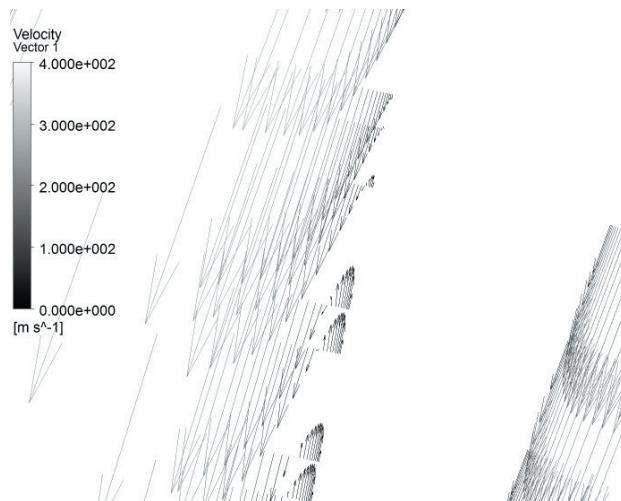


Рис. 4. Точка отрыва пограничного слоя на профиле при обтекании решетки профилей с $M_1=0,82$ и $i=7,5^\circ$

На вогнутой поверхности за точкой торможения (критической точкой) толщина слоя вначале нарастает незначительно. В местах увеличивающейся кривизны, где скорость внешнего потока либо не меняется, либо падает, толщина пограничного слоя возрастает. В этих точках происходит переход ламинарного слоя в турбулентный, а при некоторых режимах – даже местный отрыв слоя.

Вдоль спинки аэродинамического профиля заметно интенсивное нарастание толщины слоя, достигающей у выходной кромки максимальных значений. На рис. 4 представлен фрагмент обтекания решетки аэродинамических профилей с $M_1=0,82$ и $i=7,5^\circ$, где наблюдается точка отрыва пограничного слоя.

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.

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).

$0,614 < M_1 \leq 0,787$; третий режим – числу $M_1 = 0,82$. Поскольку при $M_1 = 0,82$ линия $\bar{\lambda} = 1$ перекрывает межлопаточный канал, наступает режим «запирания» решетки, который характеризуется тем, что дальнейшее увеличение расхода через решетку невозможно. Число M_1 , при котором наблюдается третий режим течения, является для решетки максимальным.

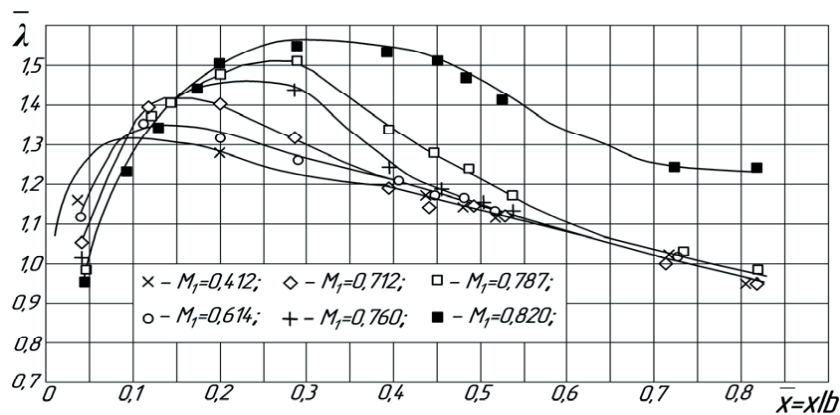


Рис. 5. Распределение относительной скорости по контуру профиля

Для данной решетки при угле атаки 0° : первый режим соответствовал значениям чисел $M_1 < 0,614$; второй режим – значениям чисел

использования данного метода расчета для исследования течения в диффузорных решетках аэродинамических профилей.

4. Выводы

Сопоставление результатов численного моделирования течения в решетке профилей при большой дозвуковой скорости с результатами экспериментальных данных [3] свидетельствуют о достаточно хорошей сходимости, что говорит о возмож-

Литература

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.