

Наведені результати моделювання течії у венці компресора Rotor37 з використанням моделей турбулентності $k-\omega$ і SST. Проведено аналіз придатності моделей турбулентності для прогнозування аеродинамічних характеристик компресорних віncів
Ключові слова: аеродинаміка в компресорах, обчислювальна гідродинаміка

Приведены результаты моделирования течения в венце компрессора Rotor37 с использованием моделей турбулентности $k-\omega$ и SST. Проведен анализ применимости моделей турбулентности для прогнозирования аэродинамических характеристик компрессорных венцов

Ключевые слова: аэродинамика в компрессорах, вычислительная гидродинамика

The results of flow modelling in Rotor37 compressor blade row using $k-\omega$ and SST turbulence models are presented. The analysis of applicability of turbulence models for prediction of compressor row aerodynamic characteristics, based on modeling results, is performed

Key words: aerodynamics in compressors, computational fluid dynamics

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ВЕНЦАХ КОМПРЕССОРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Ю. А. Быков

Кандидат технических наук, ведущий инженер
 Отдел нестационарной газодинамики и аэроупругости
 Институт проблем машиностроения им А.Н. Подгорного
 НАН Украины
 ул. Дм. Пожарского, 2/10, г. Харьков, Украина, 61000
 Контактный тел.: (057) 737-15-92
 E-mail: bykov@ukrpost.ua

1. Введение

Компрессорные аппараты являются одним из наиболее сложных объектов для математического моделирования. Течения в компрессорах могут быть неустойчивыми, с возможностью отрыва потока, что приводит к ухудшению характеристик и повышенной вибрационной нагрузке на лопаточный аппарат. Моделирование таких течений предъявляет повышенные требования к используемым математическим методам. Важной составляющей частью построения модели течения в компрессорах является выбор метода расчета турбулентных явлений. В настоящее время доступные вычислительные мощности не позволяют использовать для расчета течения в лопаточных аппаратах методов прямого численного интегрирования (DNS) или моделирования больших вихрей (LES). Для такого рода задач сегодня получили широкое распространение дифференциальные двухпараметрические модели турбулентной вязкости. Сопоставление результатов применения наиболее популярных моделей $k-\omega$ и SST для широко известных течений в компрессорных решетках и венцах и является целью работы.

2. Математическая модель

Трехмерное нестационарное трансзвуковое течение вязкого газа описывается полной системой урав-

нений Навье-Стокса, осредненной по Рейнольдсу [1]. Система уравнений дополняется уравнением состояния совершенного газа $\epsilon = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho}$, где γ – показатель адиабаты.

Для корректного решения уравнений задачи необходимо определение граничных условий. Граничные условия выбраны следующим образом [1]: на входной границе: p_0 , T_0 , инварианты Римана, экстраполированные из расчетной области, вектор направления скорости; на выходе: p_∞ , экстраполяция инварианта Римана, адиабатическое соотношение. На непроницаемой границе ставятся условие прилипания и условие отсутствия теплового потока.

Для интегрирования уравнений используется широко известная модифицированная схема Годунова-Колгана, дающее решение локально второго порядка точности.

3. Модели турбулентности

При расчете турбулентных течений для замыкания осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса при использовании гипотезы Буссинеска необходимо определение коэффициента турбулентной вязкости μ_t и кинетической энергии турбулентности k . Для решения этой задачи в настоящей работе используется две двухпараметрические дифференциальные модели

турбулентности: модель Уилкокса $k-\omega$ [2] и модель Ментера SST [3].

Модель $k-\omega$ описывается следующими уравнениями:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i - (\mu + \sigma_k \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_i}) = \Pi - \beta^* \rho \omega k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i - (\mu + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_i}) = \alpha \frac{\omega}{k} \Pi - \beta \rho \omega^2$$

где $\sigma_k = 1/2$, $\sigma_\omega = 1/2$, $\beta^* = 9/100$, $\beta = 3/40$, $\alpha = 5/9$.

Модель Ментера SST описывается следующими уравнениями:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) = \Pi - \beta^* \rho \omega k - \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i - (\mu + \sigma_k \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_i}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) = \frac{\gamma}{v_t} \Pi - \beta \rho \omega^2 - \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i - (\mu + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_i}) + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

В уравнениях (1,2): $\mu_T = \rho \frac{k}{\omega}$, $\Pi = \tau_{ij}^T S_{ij}$. Параметры модели (ϕ) в уравнениях (2) вычисляются как $\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2$.

Значения постоянных с индексом 1 соответствуют модели $k-\omega$ (1): $\sigma_{k1} = 0.85$, $\sigma_{\omega 1} = 0.5$, $\beta^* = 0.09$, $\beta_1 = 0.0750$, $a_1 = 0.31$, $\kappa = 0.41$, $\gamma_1 = \beta_1 / \beta^* - \sigma_{\omega 1} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*}$;

Значения постоянных с индексом 2 являются модифицированными значениями постоянных модели $k-\varepsilon$ [2]:

$\sigma_{k2} = 1.0$, $\sigma_{\omega 2} = 0.856$, $\beta^* = 0.09$, $\beta_2 = 0.0828$, $\kappa = 0.41$, $\gamma_2 = \beta_2 / \beta^* - \sigma_{\omega 2} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*}$;

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; \Omega F_2)}$$

Ω – абсолютное значение завихренности; $F_1 = \tanh(\arg_1^4)$; $F_2 = \tanh(\arg_2^2)$;

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}; \frac{500 v}{y^2 \omega} \right); \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right];$$

y – расстояние до ближайшей поверхности;

$$CD_{k\omega} = \max \left(2 \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20} \right);$$

$$\arg_2 = \max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}; \frac{500 v}{y^2 \omega} \right).$$

Для обеих моделей турбулентности ставятся следующие граничные условия:

на входе в расчетную область: $\omega = (1..10) \frac{U_\infty}{L}$; $v_t = 10^{-(2..5)} v_\infty$; $k = v_t \omega$; L – характерный размер расчетной области, U_∞ – скорость натекающего потока вдали от решетки, v_∞ – вязкость натекающего потока вдали от решетки;

на непроницаемых границах: $\omega = 10 \frac{6v}{\beta_1 y^2}$.

Интегрирование уравнений (1, 2) выполняется по схеме, аналогичной схеме Годунова-Колгана с тем же порядком точности [1].

4. Результаты численного моделирования

В рамках данной работы проведено численное исследование течения в широко известном компрессорном венце, по которому имеются данные экспериментальных исследований, а именно лопаточный венец компрессора NASA Rotor37 [4]. Для каждого случая было проведено моделирование с использованием модели турбулентности $k-\omega$ и SST, а также моделирование течения идеального газа.

Ступень компрессора Rotor37 является наиболее популярным объектом апробации математических моделей трехмерного течения вязкого газа [5-8]. В данной работе рабочее колесо ступени Rotor37 было использовано для определения зависимости граничных параметров, размеров расчетной области и устойчивости получаемого решения. Для расчетных областей с тремя различными расстояниями между входной и выходной границами (2,0 τ ; 2,5 τ ; 3,0 τ , здесь τ – шаг решетки) определялось максимальное давление на выходе из расчетной области p_2 , при котором решение оставалось устойчивым. Варианты расчетной области изображено на рис. 1 а, б, в. Ось лопатки располагалась на равном расстоянии от входной и выходной границы. Также для каждого варианта определялись основные характеристики рабочего колеса: W – расход на выходе из расчетной области, (P_2/P_1) – степень повышения полного давления. Условия работы венца соответствовали 100% номинальной скорости вращения.

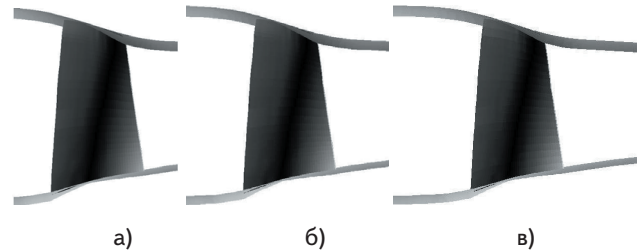


Рис. 1. Варианты расчетной области: а – 2,0 τ ; б – 2,5 τ ; в – 3,0 τ

Результаты численного моделирования представлены в таблицах 1, 2, 3. По причине небольшой конфузурности расчетной области значения предельного давления на выходе p_2 для различных вариантов расчетной области имеют отличия. Для всех трех вариантов расчетных областей лучшее соответствие экспериментальным данным дает математическая модель с использованием модели турбулентности SST. Также модель турбулентности SST дает наименее устойчивое решение при прочих равных условиях. Стоит также отметить, что при некоторых условиях использование модели идеального газа позволяет также получить адекватный результат.

Таблица 1

Результаты моделирования ступени Rotor37, расчетная область 2,0 τ

	p_2 , Па	W , кг/с	$\overline{(P_2/P_1)}$	$\overline{(P_2/P_1)}_{\text{эксп}}$
Идеальный газ	148000	18.67107	2.119469	1.853
$k-\omega$	144000	20.83793	2.046358	1.920597
SST	144000	20.37612	2.027986	2.160471

Таблица 2

Результаты моделирования ступени Rotor37, расчетная область 2,5τ

	p_2 , Па	W, кг/с	$\overline{(P_2/P_1)}$	$(P_2/P_1)_{\text{эксп}}$
Идеальный газ	145000	19.60009	2.10286	2.196936
k – ω	139000	20.87075	1.928916	1.863572
SST	135000	20.81803	1.94378	1.955225

Таблица 3

Результаты моделирования ступени Rotor37, расчетная область 3,0τ

	p_2 , Па	W, кг/с	$\overline{(P_2/P_1)}$	$(P_2/P_1)_{\text{эксп}}$
Идеальный газ	140000	20.47503	2.069767	2.148845
k – ω	134000	20.84154	1.967549	1.914324
SST	125000	20.83501	1.848786	1.925684

Оценка результатов производится по степени близости расчетных и экспериментальных значений $\overline{(P_2/P_1)}$. Экспериментальная величина $\overline{(P_2/P_1)}$ определяется по значению расхода. Модель k-ω во всех случаях дает заниженные значения, минимальная ошибка

2,7% при варианте 3,0τ. Модель SST, напротив, во всех случаях дает завышенные значения, минимальная ошибка 0,6% при варианте 2,5τ. Однако, использование модели идеального газа может дать более устойчивое решение, при этом ошибка может составить 3,8% для варианта 3,0τ. По результатам проведенных расчетов можно сделать вывод, что результаты, наиболее близкие к экспериментальным, дает использование модели турбулентности SST и расчетной области, в которой расстояние от оси лопатки до границ входа/выхода составляет около 1,25 шага решетки (вариант 2,5τ).

5. Заключение

Представленные данные сравнения различных моделей турбулентности позволяют сделать вывод о том, что использование модели турбулентности SST при расчете течения в компрессорных решетках и венцах позволяет повысить точность получаемых результатов. С другой стороны, следует отметить пониженную стабильность решения с моделью SST по сравнению с другими моделями турбулентности. Также стоит обратить внимание, что некоторые явления в компрессорных венцах требуют использования более совершенных методов моделирования турбулентности.

Литература

1. Гнесин В.И. Численное исследование аэроупругих характеристик лопаточного венца турбомшины, работающей на нерасчетном режиме / Гнесин В.И., Быков Ю.А. // Пробл. машиностроения. – 2004. – 7, №1. – С. 31-40.
2. Wilcox D.C. Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models. // AIAA Journal. – 1988. – 26, № 11. – P. 1299-1310.
3. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. – 1994. – 32, №8. – P. 1598-1605.
4. Moore R.D. Performance of Single-Stage, Axial-Flow Transonic Compressor With Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26 Respectively, and with Design Pressure Ratio of 2.05. / R. D. Moore, L. Reid // NASA Technical Paper 1659, April. – 1980.
5. Denton J.D. Lessons from Rotor 37. // Proc. 3rd Internat. Symp. Aerothermodynamics of Internal Flows (ISAIF), Sept. 1996, Beijing, China. – 1996. – pp. 3–14.
6. Русанов А.В. Проблемы численного моделирования трехмерных вязких течений в осевых и центробежных компрессорах. / Русанов А.В., Ершов С.В. // Компрессорная техника и пневматика в XXI веке. – 2004. – 1. – С. 108-117
7. Gerolymos G.A. Wall-Normal-Free Reynolds-Stress Model for Rotating Flows Applied to Turbomachinery / Gerolymos G.A., Vallet I. // AIAA Journal. – 2002. – 40, №2. – P. 199-208.
8. Gerolymos G.A. Improved Prediction of Turbomachinery Flows Using Near-Wall Reynolds-Stress Model / Gerolymos G.A., Neubaue J., Sharma V.C., Vallet I. // Transactions of ASME. – 2002. – 124, №1. – P. 86-99.