

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЛАМІНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДУ В ЗАДАЧАХ ЗОВНІШНЬОЇ АЕРОДИНАМІКИ

Редчиць Д.О.¹, Зінченко А.В.², Моїсеєнко С.В.³, Акіменко О.В.⁴

¹Інститут транспортних систем і технологій НАН України, д.ф.-м.н., ст. наук.
співр. Україна. Дніпровський державний технічний університет, Україна

²Інститут транспортних систем і технологій НАН України, к.ф.-м.н., Україна

³Херсонський національний технічний університет, ³к.т.н., доцент, Україна

⁴Інститут транспортних систем і технологій НАН України, Україна

Анотація. Проведено порівняння результатів розрахунків обтікання плоскої пластини, кругового циліндра та аеродинамічного профілю на основі чисельного розв'язку нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса нестисливої рідини з використанням різних моделей турбулентності (SA, SARC і SALSA) і γ - Re_θ моделі ламінарно-турбулентного переходу. Система вихідних рівнянь, записувалася щодо довільної криволінійної системи координат. Узгодження полів тиску і швидкості здійснювалося за допомогою методу штучної стисливості, модифікованого для розрахунку нестационарних задач. Інтегрування системи вихідних рівнянь проводилося чисельно з використанням методу контрольного об'єму. Для конвективних потоків використовувалася протипотокова апроксимація Rogers-Kwak, заснована на схемі Рунге третього порядку точності. У моделях турбулентності для апроксимації конвективних складових застосовувалася схема TVD з обмежувачем потоків ISNAB третього порядку. Показано, що застосування диференціальної γ - Re_θ моделі ламінарно-турбулентного переходу якісно і кількісно покращує результати чисельного моделювання.

Ключові слова: чисельне моделювання, рівняння Нав'є-Стокса, моделі турбулентності, моделі ламінарно-турбулентного переходу

На сьогоднішній день однією з проблем обчислювальної аеродинаміки є моделювання турбулентності та врахування ламінарно-турбулентного переходу. Ламінарно-турбулентний перехід має велике значення в різних галузях промисловості при розробці сучасних літаків, вертольотів, безпілотників, роторів вітроенергетичних установок, кораблів, підводних човнів, реактивних двигунів та інших пристроїв.

У роботі для моделювання руху суцільного в'язкого середовища використовувалися нестационарні осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса нестисливої рідини разом з диференціальними моделями

турбулентності Spalart-Allmaras (SA) [1] та її модифікаціями SARC [2], SALSA [3]. Моделювання ламінарно-турбулентного переходу описувалось за допомогою диференціальної γ - Re_θ моделі [4].

Розглянуто обтікання плоскої пластини, кругового циліндра та аеродинамічного профілю, які дозволяють дослідити та верифікувати моделі турбулентності щодо їх можливостей відтворювати властивості переходу ламінарної течії у турбулентну для найрозповсюдженіших типових геометричних конфігурацій обтічних поверхонь.

Дослідження ламінарно-турбулентного переходу на плоскій пластині при різних параметрах потоку, що набігає, проведено фірмою Rolls-Royce і відомі за назвою T3 серія експериментів. У роботі розглядаються три режими обтікання плоскої пластини T3A-, T3A, T3B при різному рівні інтенсивності турбулентності в потоці, що набігає. Представлено розподіли коефіцієнтів тертя по поверхні плоскої пластини для різних режимів обтікання (рис. 1), які отримано за допомогою моделей турбулентності SA і SALSA і порівнюються з експериментальними даними та результатами чисельного моделювання з використанням моделі турбулентності SST Menter.

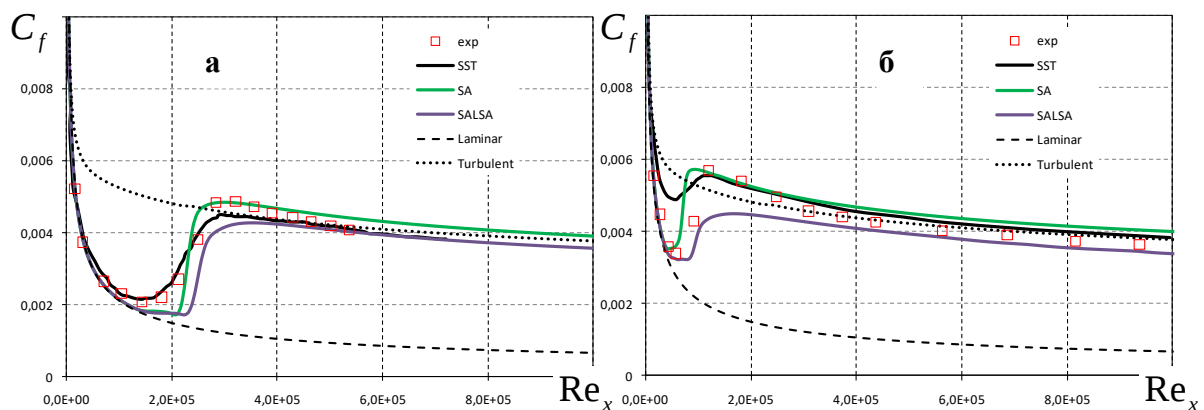


Рисунок 1 – Розподіл коефіцієнтів тертя по поверхні пластини для режиму обтікання T3A (а) та T3B (б): exp [Savill (1993)], SST [Langtry (2009)], SA, SALSA, Laminar, Turbulent

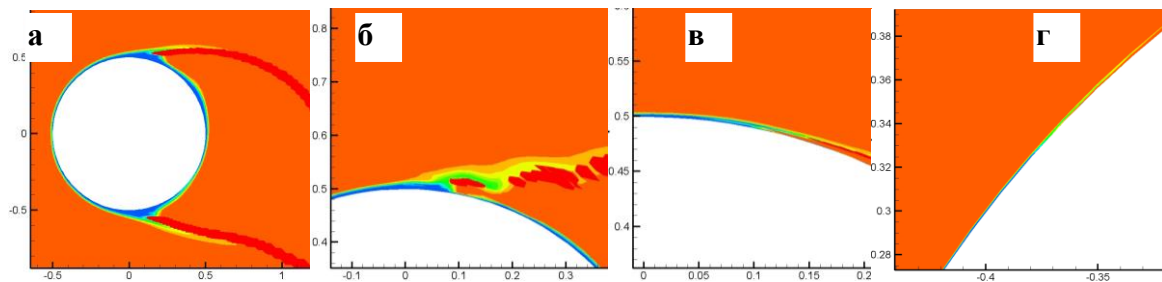


Рисунок 2 – Контури переміжності при обтіканні циліндра: а – $Re = 10^4$, б – $Re = 10^5$,
в – $Re = 10^6$, г – $Re = 10^7$

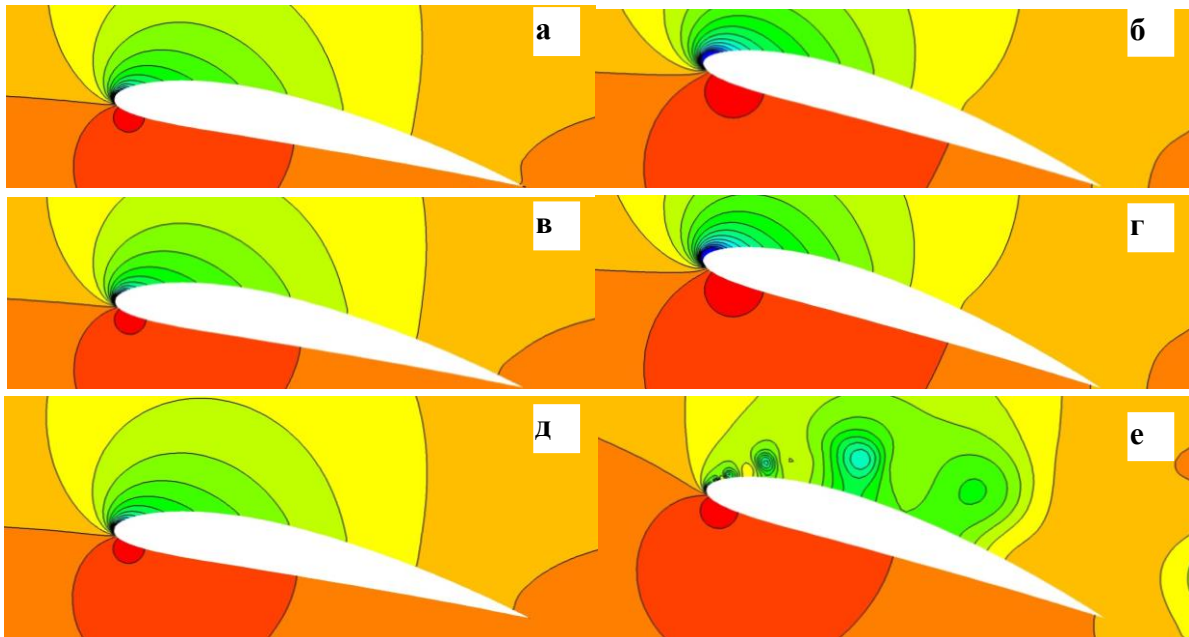


Рисунок 3 – Ізобари при обтіканні профілю NACA 4412 для кута атаки 12° (а, в, д) та 18° (б, г, е): а, б – SA; в, г – SA+ $\gamma-Re_\theta$; д, е – SARC+ $\gamma-Re_\theta$

Проведено порівняння результатів розрахунків обтікання циліндра з використанням моделі $\gamma-Re_\theta$ ламінарно-турбулентного переходу і без неї. На рис. 2 представлено зміну зони переміжності та характеру ламінарно-турбулентного переходу від числа Рейнольдса. Зі збільшенням числа Рейнольдса зона ламінарно-турбулентного переходу зміщується вгору по потоку та змінюється характер переходу від відривного до природнього. Показано, що при низьких числах Рейнольдса, коли обтікання циліндра носить ламінарний характер, а слід турбулентний, використання моделі турбулентності SA і SARC призводить до розвитку турбулентного примежового шару на циліндрі і, як наслідок, до зміни розташування точки відриву. Неправильне розташування точки відриву впливає на розподіл тиску в донній частини циліндра і на інтегральні аеродинамічні характеристики.

Ще однієї задачею, на якій проводилося тестування $\gamma-Re_\theta$ моделі ламінарно-турбулентного переходу спільно з моделями турбулентності SA і SARC, було докритичне та закритичне обтікання аеродинамічного профілю NACA 4412 турбулентним потоком (рис. 3). Встановлено, що застосування моделі переходу дозволяє адекватно відтворити ламінарний відрив поблизу передньої крайки профілю NACA 4412 з подальшим його приєднанням. Показано, що застосування диференціальної $\gamma-Re_\theta$ моделі ламінарно-турбулентного переходу якісно і кількісно покращує результати чисельного моделювання.

Висновки. Перевага використання $\gamma-Re_\theta$ моделі переходу була продемонстрована на задачах про обтікання плоскої пластини, кругового циліндра та аеродинамічного профілю. Показано, що при низьких числах Рейнольдса, коли обтікання циліндра носить ламінарний характер, а турбулентний слід використання моделі турбулентності Spalart-Allmaras призводить до розвитку турбулентного прикордонного шару на циліндрі і, як наслідок, до зміни положення точки відриву. Неправильне положення точки відриву впливає на розподіл тиску в донній частині циліндра та на інтегральні аеродинамічні характеристики. Застосування моделі переходу дозволяє адекватно відтворити ламінарний відрив поблизу передньої кромки профілю з подальшим приєднанням. Застосування однієї моделі Spalart-Allmaras призводить до зайвої генерації турбулентної в'язкості. Отримані результати чисельного моделювання обтікання плоскої пластини, кругового циліндра та аеродинамічного профілю добре узгоджуються з експериментальними даними у широкому діапазоні чисел Рейнольдса.

ЛІТЕРАТУРА

1. Spalart, P. R., Allmaras, S. R. (1992) A one-equation turbulence model for aerodynamic flow. AIAA Paper, 112, 28.
2. Spalart, P. R., Shur, M. (1997) On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. Aerospace science and technology journal, 1, 5, 297–366.
3. Rung, T., Bunge, U., Schatz, M., Thiele, F. (2003) Restatement of the Spalart-Allmaras eddy-viscosity model in strain-adaptive formulation. AIAA Journal, 4, 7, 1396–1399.

4. Langtry, R. B., Menter, F. R. (2009) Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. AIAA Journal, 47, 2984–2906.

NUMERICAL SIMULATION OF THE LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN EXTERNAL AERODYNAMICS PROBLEMS

Dmytro Redchyts, Andrii Zinchenko, Svitlana Moiseienko, Oksana Akimenko

Abstract. *The results of calculations of flow around a flat plate, circular cylinder and aerodynamic profile based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations using different turbulence models (SA, SARC and SALSA) and the γ - Re_θ model of the laminar-turbulent transition are compared. The system of initial equations was written with respect to an arbitrary curvilinear coordinate system. The coordination of the pressure and velocity fields was carried out using the method of artificial compressibility modified to calculate non-stationary problems. The integration of initial equations system was carried out numerically using the control volume method. For convective flows, a countercurrent Rogers-Kwak approximation was used based on the third-order Roe scheme. In turbulence models, the TVD scheme with third-order ISNAS flow limiter was used to approximate convective terms. It is shown that the use of the differential γ - Re_θ model of the laminar-turbulent transition qualitatively and quantitatively improves the results of numerical modeling.*

Keywords: *numerical simulation, Navier-Stokes equations, turbulence models, laminar-turbulent transition models*

REFERENCES

1. Spalart, P. R., Allmaras, S. R. (1992) A one-equation turbulence model for aerodynamic flow. AIAA Paper, 112, 28.
2. Spalart, P. R., Shur, M. (1997) On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. Aerospace science and technology journal, 1, 5, 297–366.
3. Rung, T., Bunge, U., Schatz, M., Thiele, F. (2003) Restatement of the Spalart-Allmaras eddy-viscosity model in strain-adaptive formulation. AIAA Journal, 4, 7, 1396–1399.
4. Langtry, R. B., Menter, F. R. (2009) Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. AIAA Journal, 47, 2984–2906.