

УДК 621.45.037.02.01:532.517.4

doi: 10.32620/aktt.2023.4.09

А. А. ДУЛЄПОВ, Є. В. ГЛОБІН, А. А. КОВТУН,
М. В. ХИЖНЯК, К. В. БАЛАЛАЄВА

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ТЕСТОВА ЗАДАЧА МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ У СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА ROTOR 37

Предметом дослідження є залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря у робочому колесі ступеня осьового компресора. **Об'єктом** дослідження виступає осьовий компресор Rotor 37. Метою роботи є вибір моделі турбулентної в'язкості при проведенні тестової задачі в компресорі Rotor 37. Для досягнення поставленої мети були вирішені наступні **задачі**: створити тривимірну модель досліджуваного об'єкта; розробити сіткову модель досліджуваного об'єкта; провести моделювання течії у визначеному діапазоні витрати повітря; провести порівняння даних чисельного і фізичного експерименту; оцінити візуалізацію обтікання в ступені осьового компресора Rotor 37 для всіх досліджуваних моделей турбулентної в'язкості. При дослідженні течії у ступені осьового компресора Rotor 37 використовувався **метод** чисельного експерименту. Моделювання течії проводилось шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентної в'язкості. При дослідженні використовувалось сім моделей турбулентної в'язкості: $k-\epsilon$, $k-\epsilon$ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. Для моделювання було побудовано розрахункову сітку з адаптацією примежевого шару. В роботі представлені результати тестової задачі моделювання течії у компресорі Rotor 37. **Результати** дослідження показали, що всі моделі турбулентної в'язкості, які тестувались можуть бути використані при моделюванні течії в осьовому компресорі. Однак, найменшу похибку має розрахунок течії з моделлю турбулентної в'язкості SSG Reynolds Stress. Аналіз візуалізації ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37 показав, що в усіх випадках моделювання з усіма моделями турбулентної в'язкості характер обтікання схожий. Деякі відмінності спостерігаються у випадках моделювання течії з моделями турбулентності BSL Reynolds Stress та SST. Важливим фактором, який теж треба враховувати при моделюванні – це час розрахунку. В даному випадку найменший час розрахунку спостерігався для моделювання з моделлю SST. **Наукова новизна та практична значимість** полягає в тому, що отримані нові дані при тестуванні наступних моделей турбулентної в'язкості: $k-\epsilon$, $k-\epsilon$ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. Отримані результати дозволили вибрати модель турбулентної в'язкості для подальших досліджень.

Ключові слова: компресор; Rotor 37; модель турбулентної в'язкості; моделювання течії; ступінь підвищення тиску; похибка розрахунку; тестова задача.

Вступ

Найпоширенішими методами дослідження турбулентної течії в лопаткових машинах є емпіричний метод, чисельний та фізичний експеримент. В даній роботі був застосований метод чисельного експерименту. Перевагою чисельного експерименту є зменшений вплив людського фактору під час безпосередніх розрахунків, можливість провести розрахунки з різними фізичними змінними (тиск, температура, густина, і т.д.). Проте недоліком є обмеження можливостей програмного забезпечення, та створення штучних ситуацій (моделювання всіх критичних впливів), які можуть відрізнитися від реальних подій.

Більшість ньютонівських течій, які розглядаються в технічних аспектах є турбулентними. Це найбільш складний рух рідин. Стан течії характеризують числом подібності Рейнольдса, але загалом турбулентний потік можна описати, як сукупність багатьох

вихорів, які обертаються в різних напрямках і різних площинах.

Турбулентна течія є нестационарною, має випадковий характер в часі і просторі, має вихорі та є дисипативною системою.

Найпоширенішими методами описання турбулентної течії вирішення рівнянь Нав'є-Стокса, які замикаються додатковими рівняннями. Сукупність додаткових рівнянь для замикання системи Нав'є-Стокса називають моделями турбулентності або моделями турбулентної в'язкості [1].

Пряме чисельне моделювання DNS (Direct Numerical Simulation) пропонує вирішення повних нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса та рівнянь нерозривності, враховуючи всі ефекти притаманні течії. Модель турбулентності DNS є досить ресурсозалежною – кількість сіткових вузлів та часових проміжків іноді переважають можливості обчислювальної

техніки. Враховуючи вище зазначені фактори, модель турбулентності DNS на практиці використовується для тестування і калібрування моделей осереднених рівнянь Рейнольдса [1].

Моделюванням великих вихорів LES (Large Eddy Simulation) безпосередньо вирішуються великі вихори на розрахунковій сітці та часі, малі вихори підсіткового масштабу моделюються. Основний акцент робиться на те, що найбільші вихори несуть максимум рейнольдсівських напружень і розраховуються, тоді як малі вихори мають низькі значення рейнольдсівських напружень [1].

Різниця LES і DNS моделей полягає в розділенні дрібномасштабних та великих структур, в так би мовити процедурі фільтрації для LES.

На практиці в LES моделі присутній недолік – пристінкові течії. Так як біля стінок вихорі малі та мають неоднакові фізичні властивості, розрахункова сітка та часові проміжки зміщуються до характерних величин DNS, що викликає складність в обчисленнях. Тому вирішенням є використання комбінування LES і RANS, де модель турбулентності RANS використовується для обчислення в пристінкових зонах, а в зовнішній області використовують модель LES. Це дозволяє мінімізувати розрахунковий час та ресурси.

Моделювання на основі усереднених рівнянь Нав'є-Стокса RANS є найбільш застосованим та прийнятним. Метод полягає в заміні аеродинамічних параметрів у вигляді суми усереднених величин $\bar{\Phi}$ і пульсаційних складових Φ' [1]

$$\Phi(x_i, t) = \bar{\Phi}(x_i, t) + \Phi'(x_i, t).$$

Але найбільш універсальними моделями в інженерних дослідженнях можна виділити моделі з двома диференціальними рівняннями. Першою такою моделлю є модель Колмогорова з рівнянням переносу кінетичної енергії турбулентності k і питомої швидкості переходу енергії упорядкованих процесів в теплоту ω . Однією із часто використовуваних є $k - \omega$ модель запропонована Віллоксом. Другою моделлю з двома диференціальними рівняннями є $k - \epsilon$ модель, запропонована Чоу, але розвинута в дослідженнях Лаундера-Джонсона. Простота використання, задовільна точність $k - \epsilon$ моделі, дають їй змогу лишатися однією з найпопулярніших моделей для інженерного моделювання широкого спектру турбулентних течій [0].

Модель $k - \epsilon$ EARSМ (Explicit Algebraic Reynolds Stress Model) – це модель турбулентності, яка є розширенням традиційної моделі $k - \epsilon$. На відміну від традиційної моделі $k - \epsilon$, модель $k - \epsilon$ EARSМ включає набір явних алгебраїчних рівнянь для напружень Рейнольдса, що усуває необхідність розв'язувати рівняння в часткових похідних для кожного компонента

тензора напружень Рейнольдса. Модель EARSМ базується на припущенні, що напруження Рейнольдса можна виразити як квадратичну функцію градієнтів середньої швидкості. Модель включає додаткові члени в квадратичній функції для врахування впливу масштабів довжини турбулентності на напруження Рейнольдса. Модель $k - \epsilon$ EARSМ забезпечує точне моделювання для широкого діапазону турбулентних потоків, включаючи примежеві шари, сліди та струмені [1].

Модель Ментера поєднує в собі сильні сторони $k - \epsilon$ і $k - \omega$ моделей. Моделі типу $k - \epsilon$ найкраще описують здвигові течії, а моделі типу $k - \omega$ мають переваги при моделюванні пристінкових течій [1].

Для цього модель $k - \epsilon$ була переформульована в значеннях k і ω , потім в отримані модельні рівняння була додана вагова функція F_1 . Вона забезпечила перехід від $k - \omega$ моделі в пристінковій зоні до $k - \epsilon$ моделі в вільному потоці. Модель Ментера записувалась, як суперпозиція моделей $k - \omega$ і $k - \epsilon$ помножених на відповідну вагову функцію F_1 та $(1 - F_1)$. При чому функція F_1 конструювалась таким чином, біля стінки її значення прямує до 1, а на верхній границі примежового шару рівне 0. Також Ментер ввів спеціальний обмежувач, видозмінивши зв'язок між k , ϵ та турбулентною в'язкістю μ_t , згідно якому турбулентна напружка пропорційна кінетичній енергії. Цей прийом отримав назву SST (Shear Stress Transport) і широко використовується для моделювання турбулентних течій [1].

Модель BSL Reynolds Stress (RS) – модель турбулентності високої точності, яка враховує напруження Рейнольдса. Модель BSL RS складається з рівнянь для знаходження кінетичної енергії турбулентності k і швидкості дисипації ϵ , а також окремі компоненти тензора напружень Рейнольдса. Тензор напружень Рейнольдса описує кореляції між флуктуаціями компонентів швидкості та їх значенням у транспортуванні імпульсу в турбулентному потоці. Модель BSL RS включає рівняння переносу для кожного компонента тензора напружень Рейнольдса, який є системою шести диференціальних рівнянь у частинних похідних. Ці рівняння розв'язуються одночасно з рівняннями для k і ϵ . Модель BSL RS також включає поправку на масштаб довжини для врахування впливу масштабів довжини турбулентності на напруження Рейнольдса. Ця корекція покращує точність моделі при моделюванні турбулентних потоків зі значною анізотропією та в областях, де масштаби довжини турбулентності набагато менші за розмір обчислювальної сітки. Показано, що модель BSL RS забезпечує точне моделювання для широкого діапазону турбулентних потоків, включаючи примежеві шари, сліди та струмені [1].

Багато дослідників займаються розробкою, дослідженням та тестуванням різноманітних моделей турбулентності для моделювання турбулентних потоків. Робота [2] присвячена огляду досліджень з моделювання турбулентності RANS для фундаментального розуміння вирішення питання моделювання турбулентного потоку рідини та газу. Авторами визначаються можливості для майбутніх досліджень при моделюванні турбулентності з моделями RANS та його застосуванню до турбулентних потоків. У роботі [3] представлено сучасний стан гібридного моделювання RANS/LES для моделювання турбулентних потоків. Також авторами досліджується моделювання течії методом VLES, DES, методом частково інтегрованого транспортного моделювання (PITM), методом частково усередненої системи Нав'є-Стокса (PANS) і масштабно-адаптивне моделювання (SAS). В науковій статті [4] розглядається нещодавні дослідження LES з моделюванням течії у стінки. Авторами запропонована розробка нових наближених граничних умов і оцінено достовірність припущень, що лежать в основі досліджених моделей, також в роботі оцінюється точність розрахунків, і пропонується пропозиції щодо майбутніх досліджень. Проведений чисельний аналіз в роботі [5] показує переваги та недоліки кількох моделей турбулентності. Досліджені моделі турбулентності: з одним рівнянням Spallart Allmaras (SA), з двома рівняннями SST $k-\omega$, з трьома рівняннями Intermittency (γ) SST, $k-kl-\omega$ і, нарешті, з чотирма рівняннями переходу $\gamma-Re \theta$ SST. Однак, автори відзначають фізичну відмінність потоку при моделюванні течії з цими моделями турбулентності. Потік моделюється для числа Рейнольдса $Re=120000$.

Компресор Rotor 37 використовується багатьма авторами для тестування та налагодження параметрів чисельного експерименту. Так, наприклад, в статті [6] розглянуто використання моделі LES для компресора Rotor 37. Моделювання течії за допомогою моделі турбулентної в'язкості $k-\omega$ SST в компресорі Rotor 37 представлено в роботі [7].

Проведення тестових задач під час чисельного експерименту – важливий етап. Однією із основних задач, яка ставиться при тестуванні, виступає вибір моделі турбулентної в'язкості.

Метою роботи є вибір моделі турбулентної в'язкості при проведенні тестової задачі в компресорі Rotor 37.

Постановка задачі дослідження

Досліджуваний компресор Rotor 37 складається з одного лопаткового вінця – робочого колеса. На рис. 1 представлена схема Rotor 37 в меридіональному перерізі.

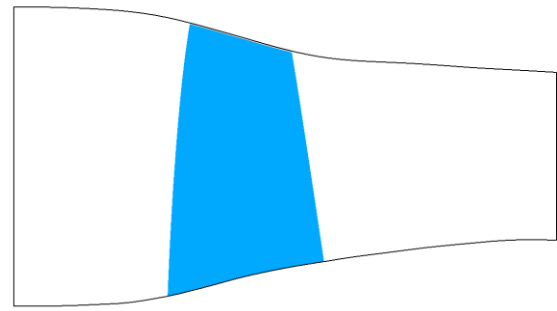


Рис. 1. Схема Rotor 37 в меридіональному перерізі

Моделювання течії проводилось шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентної в'язкості. При дослідженні використовувалось сім моделей турбулентної в'язкості: $k-\epsilon$, $k-\epsilon$ EARSIM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress.

Для моделювання було побудовано розрахункову сітку з адаптацією приміжевого шару. На вході задавалась витрата повітря. Моделювання течії проводилось при стандартних атмосферних умовах. Результати чисельного моделювання порівнювались з результатами фізичного експерименту [8].

Результати

При моделюванні витрата на вході змінювалась в діапазоні від 13,5 до 16,25 кг/с, частота обертання не змінювалась. За отриманими результатами моделювання течії у Rotor 37 отримано залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря (рис. 2).

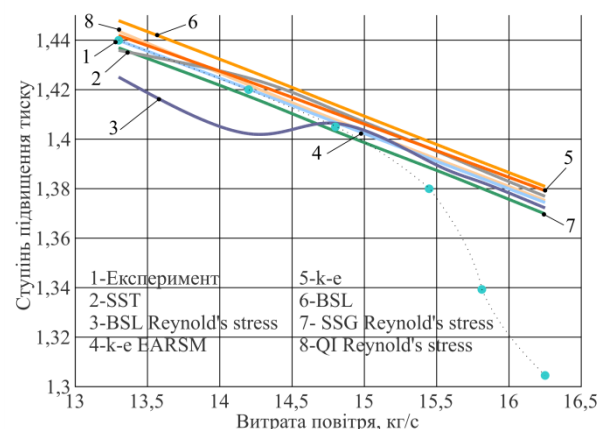


Рис. 2. Залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря

Проаналізуємо похибку розрахунку, яка була отримана при моделюванні течії з різними моделями турбулентної в'язкості.

Модель турбулентної в'язкості **k-ε** має похибку розрахунку від 0,13% до 5,8%. Модель турбулентної в'язкості **k-ε** EARSМ має похибку розрахунку від 0,07% до 5,32%. Модель турбулентної в'язкості SST – від 0,28% до 5,5%. Модель турбулентної в'язкості BSL – від 0,55% до 5,82%. Модель турбулентної в'язкості BSL Reynolds Stress – від 0,1% до 5,15%. Модель турбулентної в'язкості SSG Reynolds Stress – від 0,13% до 4,97%. Модель турбулентної в'язкості QI Reynolds Stress – від 0,13% до 5,4%.

При моделюванні течії на заданому режимі в Rotor 37 у всіх випадках, крім випадку моделювання з моделлю турбулентної в'язкості BSL графік залежності ступеня підвищення тиску від витрати повітря має схожий характер. Також, слід відмітити, що при значеннях витрати повітря від 15,8 кг/с до 16,25 кг/с похибка розрахунків зростає для всіх варіантів розрахунків. Отже, найменшу похибку мають результати

розрахунку при моделюванні течії з моделлю турбулентної в'язкості SSG Reynolds Stress. Однак, також слід відмітити, що результати розрахунку при моделюванні течії з іншими моделями турбулентної в'язкості не перевищують 5,8%, що є прийнятним для моделювання течії в лопаткових машинах. Важливим фактором, який теж треба враховувати при моделюванні – це час розрахунку. В даному випадку найменший час розрахунку спостерігався для моделювання з моделлю SST.

При дослідженні течії в лопаткових машинах важливо також не тільки кількісна оцінка, а і якісна – візуалізація обтікання. На рис. 3 представлено візуалізацію ліній току в міжлопатковому каналі досліджуваного Rotor 37. Для можливості провести порівняння шкала швидкості була задана однакова і візуалізація отримувалась для одного режиму для всіх розрахунків.

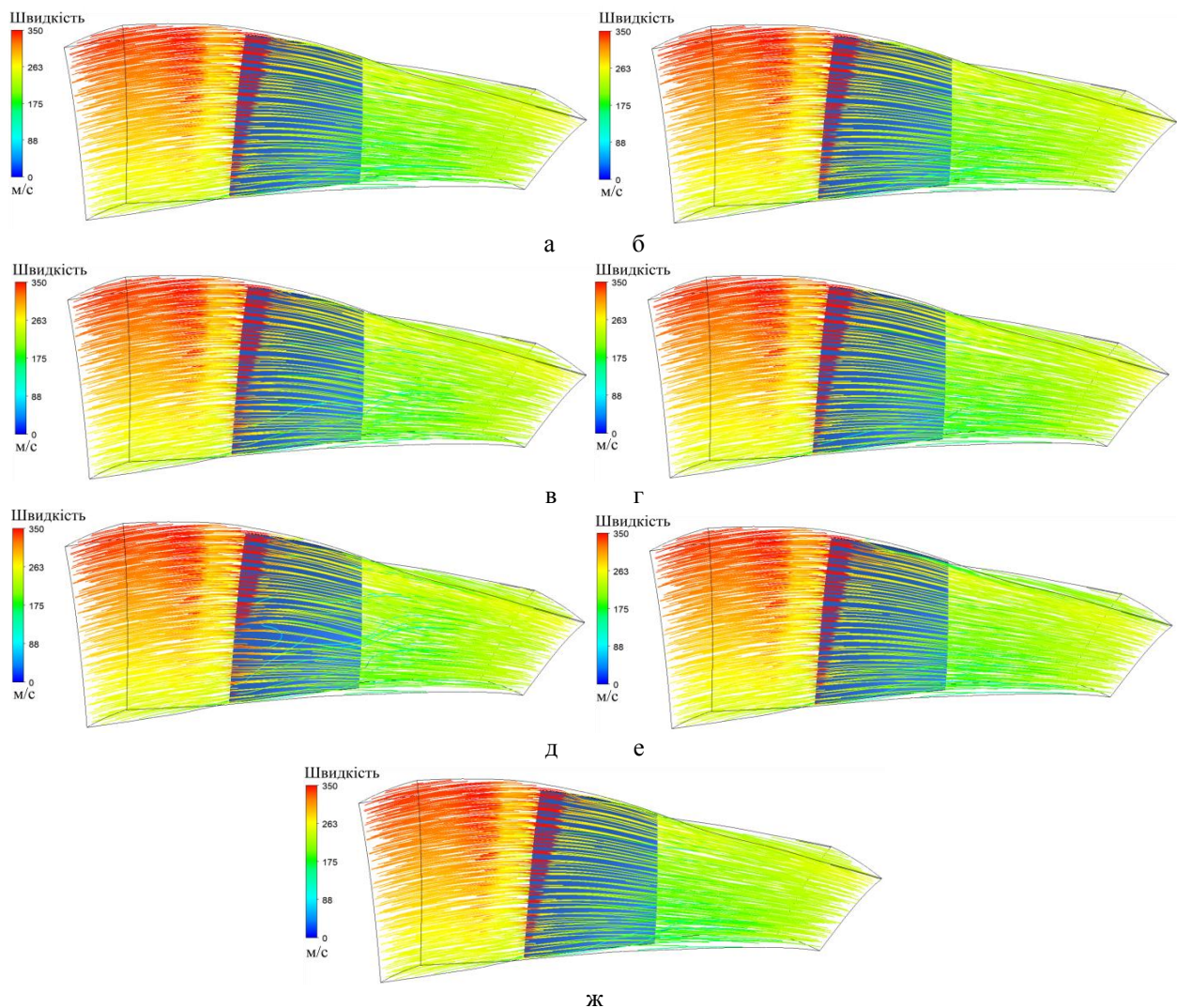


Рис. 3. Лінії току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37:

а – моделювання з моделлю **k-ε**; б – моделювання з моделлю **k-ε** EARSМ;

в – моделювання з моделлю SST; г – моделювання з моделлю BSL;

д – моделювання з моделлю BSL Reynolds Stress; е – моделювання з моделлю SSG Reynolds Stress;

ж – моделювання з моделлю QI Reynolds Stress

Аналіз візуалізації ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37 показав, що в усіх випадках моделювання з усіма моделями турбулентної в'язкості характер обтікання схожий. Однак, є певні відмінності при моделювання течії з моделями турбулентності BSL Reynolds Stress (рис. 3, д) та SST (рис. 3, в). Ці відмінності стосуються зони обтікання від втулки до середнього радіуса лопаткового вінця, спостерігаються невеликі завихрення. В інших зонах характер обтікання співпадає.

Висновки

Представлені результати тестової задачі моделювання течії у компресорі Rotor 37. При моделюванні тестувались сім моделей турбулентної в'язкості: *k-ε*, *k-ε* EARSМ, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress.

Результати дослідження показали, що всі моделі турбулентної в'язкості, які тестувались можуть бути використані при моделюванні течії в осьовому компресорі. Однак, найменшу похибку має розрахунок течії з моделлю турбулентної в'язкості SSG Reynolds Stress.

Аналіз візуалізації ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37 показав, що в усіх випадках моделювання з усіма моделями турбулентної в'язкості характер обтікання схожий. Деякі відмінності спостерігаються у випадках моделювання течії з моделями турбулентності BSL Reynolds Stress та SST.

Важливим фактором, який теж треба враховувати при моделюванні – це час розрахунку. В даному випадку найменший час розрахунку спостерігався для моделювання з моделлю SST.

Внесок авторів: формулювання проблеми – А. А. Дулепов, М. В. Хижняк, К. В. Балалаєва; огляд та аналіз інформаційних джерел – Є. В. Глобін, А. А. Ковтун; проведення моделювання течії – А. А. Дулепов, Є. В. Глобін, А. А. Ковтун; аналіз отриманих результатів – А. А. Дулепов, Є. В. Глобін, А. А. Ковтун, К. В. Балалаєва; формулювання висновків – К. В. Балалаєва, М. В. Хижняк.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Bailly, C. *Turbulence [Text]* / Christophe Bailly, Geneviève Comte-Bellot. – Springer International Publishing, Switzerland, 2015. – 360 p. DOI: 10.1007/978-3-319-16160-0.
2. A Short Review on RANS Turbulence Models [Text] / S. N. A. Yusuf, Y. Asako, N. A. Che [et al.] // *CFD Letters*. – 2020. – Vol. 12, Iss. 11. – P. 83-96. DOI: 10.37934/cfdl.12.11.8396.

3. Chaouat, B. *The State of the Art of Hybrid RANS/LES Modeling for the Simulation of Turbulent Flows [Text]* / B. Chaouat // *Flow Turbulence Combustion*. – 2017. – Vol. 99. – P. 279-327. DOI: 10.1007/s10494-017-9828-8.

4. Bose, S. T. *Wall-Modeled Large-Eddy Simulation for Complex Turbulent Flows [Text]* / S. T. Bose, G. I. Park // *Annual Review of Fluid Mechanics*. – 2018. – Vol. 50. – P. 535-561. DOI: 10.1146/annurev-fluid-122316-045241.

5. *Turbulence Model Selection for Low Reynolds Number Flows [Text]* / S. M. A. Aftab, A. S. Mohd Rafie, N. A. Razak, K. A. Ahmad // *PLOS ONE*. – 2016. – Vol. 11, Iss. 4. – 15 p. DOI: 10.1371/journal.pone.0153755.

6. Papadogiannis, D. *Unstructured Large Eddy Simulations of the transonic compressor Rotor 37 [Text]* / D. Papadogiannis, X. Garnaudo // *23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 5-9 June 2017, Denver, Colorado, Article No. AIAA-2017-3612. – 10 p. DOI: 10.2514/6.2017-3612.

7. Georgacopoulou, Z. *Aerodynamic Analysis of Rotor 37 using CFD [Text]* / Z. Georgacopoulou. – Piraeus university of applied sciences school of technological applications Mechanical Engineering, 2015. – 70 p.

8. Royce, D. Moore. *Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with desing pressure ratio of 2.05 [Text]* / Royce D. Moore, Lonnie Reid – *NASA Technical Paper 1659, the United States of America*, 1980. – 102 p.

References

1. Bailly, C. & Comte-Bellot, G. *Turbulence*. Springer International Publishing, Switzerland, 2015. 360 p. DOI: 10.1007/978-3-319-16160-0.
2. Yusuf, S. N. A., Asako, Y., Che Sidik, N. A., Mohamed, S. B. & Aziz Japar, W. M. A. A Short Review on RANS Turbulence Models. *CFD Letters*, 2020, vol. 12, iss. 11, pp. 83-96. DOI: 10.37934/cfdl.12.11.8396.
3. Chaouat, B. *The State of the Art of Hybrid RANS/LES Modeling for the Simulation of Turbulent Flows. Flow Turbulence Combustion*, 2017, vol. 99, pp. 279-327. DOI: 10.1007/s10494-017-9828-8.
4. Bose, S. T. & Park, G. I. *Wall-Modeled Large-Eddy Simulation for Complex Turbulent Flows. Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, vol. 50, pp. 535-561. DOI: 10.1146/annurev-fluid-122316-045241.
5. Aftab, S. M. A., Mohd Rafie, A. S., Razak, N. A. & Ahmad, K. A. *Turbulence Model Selection for Low Reynolds Number Flows. PLOS ONE*, 2016, vol. 11, iss. 4. 15 p. DOI: 10.1371/journal.pone.0153755.
6. Papadogiannis, D. & Garnaudo, X. *Unstructured Large Eddy Simulations of the transonic compressor Rotor 37. 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 5-9 June 2017, Denver, Colorado, Article No. AIAA-2017-3612. 10 p. DOI: 10.2514/6.2017-3612.

7. Georgacopoulou, Z. *Aerodynamic Analysis of Rotor 37 using CFD*. Piraeus university of applied sciences school of technological applications Mechanical Engineering, 2015. 70 p.

8. Royce, D. Moore. & Lonnie, Reid. *Performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with desing pressure ratio of 2.05*, NASA Technical Paper 1659, the United States of America, 1980. 102 p.

Надійшла до редакції 05.06.2023, розглянута на редколегії 08.08.2023

TEST PROBLEM OF FLOW MODELLING IN THE ROTOR 37 COMPRESSOR STAGE

**Andrii Dulieпов, Yevhenii Hlobin, Artem Kovtun,
Mykhailo Khyzhniak, Kateryna Balalaieva**

The **subject** of the study is the dependence of the degree of pressure increase on the airflow in the impeller of the axial compressor degree. The **object** of study is the Rotor 37 axial compressor. The **purpose** of this study was to select a turbulent viscosity model when conducting a test task in the Rotor 37 compressor. To achieve this goal, the following **tasks** were solved: to create a three-dimensional model of the object under study; develop a grid model of the object under study; to simulate the flow in a certain range of air flow; to compare the data of numerical and physical experience; evaluate the flow visualization in the Rotor 37 axial compressor stage for all studied turbulent viscosity models. When studying the flow in the stage of the axial compressor Rotor 37, the numerical experiment **method** was used. The flow simulation was carried out by solving the system of Navier-Stokes equations, which was closed by the turbulent viscosity model. The study used seven turbulent viscosity models: k- ϵ , k- ϵ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, and QI Reynolds Stress. For simulation, a computational grid was built with the adaptation of the boundary layer. This study presents the results of a flow simulation test problem in the Rotor 37 compressor. The results of the study show that all the tested turbulent viscosity models can be used to simulate the flow in an axial compressor. However, the flow calculation with the SSG Reynolds Stress turbulent viscosity model has the smallest error. An analysis of the visualization of streamlines in the interblade channel of the Rotor 37 compressor showed that in all cases, the flow pattern with all turbulent viscosity models is similar. Some differences are observed when modeling the flow with the BSL Reynolds Stress and SST turbulence models. An important factor that should also be taken into account when modeling is the calculation time. In this case, the shortest calculation time was observed for simulation with SST model. **Scientific novelty and practical significance** is that new data were obtained when testing the following turbulent viscosity models: k- ϵ , k- ϵ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. The results obtained made it possible to choose a turbulent viscosity model for further research.

Keywords: compressor; Rotor 37; turbulent viscosity model; flow simulation; pressure increase rate; calculation error; test problem.

Дулепов Андрій Андрійович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Глобін Євгеній Валентинович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Ковтун Артем Анатолійович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Хижняк Михайло Володимирович – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ.

Балаласва Катерина Вікторівна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Andrii Dulieпов – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 3917687@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-9257-3700.

Yevhenii Hlobin – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 361991@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-9132-067X.

Artem Kovtun – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: 8274925@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0009-0006-4327-8151.

Mykhailo Khyzhniak – PhD Student, Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: nessmike3@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2919-370X.

Kateryna Balalaieva – Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: kiki_ua@ukr.net, ORCID: 0000-0001-6495-3263.