



**Liubov
G. Markovska**
Марковська
Любов
Георгіївна

УДК 621.45.037.02.01:532.517.4

MODELING OF FLOW IN A SINGLE-STAGE TRANSONIC COMPRESSOR ROTOR 67

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В ОДНОСТУПЕНЕВОМУ ТРАНСЗВУКОВОМУ КОМПРЕСОРИ ROTOR 67

DOI [https://doi.org/10.15589/smi2024.2\(19\).02](https://doi.org/10.15589/smi2024.2(19).02)

Liubov G. Markovska¹ Марковська Любов Георгіївна
plohih_love@ukr.net
ORCID: 0009-0004-7340-2382

Maryna O. Pikul² Пікуль Марина Олександрівна
pikulmarina9@gmail.com
ORCID: 0000-0001-8201-580,

**Volodymyr
V. Otroshchenko²** Отрощенко Володимир Віталійович
3443470@stud.nau.edu.ua
ORCID: 0000-0002-5227-1211

Andrii O. Melchenko² Мельченко Андрій Олегович
melchenko2013@gmail.com
ORCID: 0009-0005-2639-5615

Kateryna V. Balalaieva² Балалаєва Катерина Вікторівна,
д.т.н., доц.
Kateryna.doroshenko@npp.nau.edu.ua
ORCID: 0000-0001-6495-3263



Maryna O. Pikul
Пікуль Марина
Олександрівна



**Volodymyr
V. Otroshchenko**
Отрощенко
Володимир
Віталійович

¹*Armed Forces of Ukraine, Kyiv*

¹*Збройні Сили України, м. Київ*

²*National Aviation University, Kyiv,*

²*Національний авіаційний університет, м. Київ*

Abstract. Numerical experiment plays a significant role in the study of the characteristics of blade machines. When using a numerical experiment, it is important to set it up, conduct test problems in order to select a turbulent viscosity model and computational grid topology. As the analysis of studies has shown, the choice of grid topology and the turbulent viscosity model are related. When using different computational grids and one turbulence model for the same geometric model of a blade machine and under the same conditions, it shows different calculation errors. Therefore, to conduct flow simulation in each specific case, it is necessary to test a combination of grid topology and turbulent viscosity model. The purpose of the study is to select and justify the turbulent viscosity model and computational grid topology by conducting a test problem of flow simulation in the stage of the NASA Rotor 67 transonic compressor. The object of the study is a single-stage axial NASA Rotor 67 compressor consisting of one impeller. The study used the numerical experiment method, the comparison method, the theory of blade machines and heat engines. The flow simulation was performed in the Ansys Workbench Student software environment. The following turbulent viscosity models were tested in the work: SST, k- ϵ , k- ω , BSL EARSLS. Flow simulation in Rotor 67 using each of the turbulent viscosity models was tested for seven computational grids. To optimize the computational resources, the periodicity condition was used - the simulation was carried out in one interblade channel with one Rotor 67 blade, which made it possible to study the simulation accuracy from a coarse computational grid to a fine one. The computational



**Andrii
O. Melchenko**
Мельченко
Андрій
Олегович



**Kateryna
V. Balalaieva**
Балалаєва
Катерина
Вікторівна

grid type is unstructured with wall adaptation to take into account the flow features in the boundary layer. The cell edge length varied from 1 cm to 0.225 cm. The results of the work showed that the computational grid topology and the turbulent viscosity model have a significant effect on the accuracy of flow simulation in bladed machines. Among the studied computational grid topologies, the grid with an edge of 0.0025 m has the highest accuracy. For the case of a computational grid with an edge of 0.0025 m, all studied turbulent viscosity models have an acceptable error of up to 5%, but the smallest error is found in cases where the turbulent viscosity model or SST or BSL EARSLS is used.

Key words: numerical experiment; turbulent viscosity model; computational grid; rib length; Rotor 67; flow modeling; axial compressor.

Анотація. Числовий експеримент відіграє значну роль при дослідженні характеристик лопаткових машин. Важливим при використанні числового експерименту є його налаштування, проведення тестових задач з метою вибору моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки. Як показав аналіз досліджень, вибір топології сітки і модель турбулентної в'язкості пов'язані. При використанні різних розрахункових сіток і однієї моделі турбулентності для однакової геометричної моделі лопаткової машини і однакових умов показує різні похибки розрахунку. Тому, для проведення моделювання течії у кожному конкретному випадку необхідно проводити тестування поєднання топології сітки і моделі турбулентної в'язкості. Метою проведеного дослідження є вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки шляхом проведення тестової задачі моделювання течії у ступені трансзвукового компресора NASA Rotor 67. Об'єктом дослідження виступає одноступеневий трансзвуковий осьовий компресор NASA Rotor 67, який складається з одного робочого колеса. Для проведення дослідження використано метод числового експерименту, метод порівняння, теорія лопаткових машин та теплових двигунів. Моделювання течії проводилось у програмному середовищі Ansys Workbench Student. В роботі тестувалися наступні моделі турбулентної в'язкості: SST, k- ϵ , k- ω , BSL EARSLS. Моделювання течії у Rotor 67 при застосуванні кожної з моделей турбулентної в'язкості тестувалася для семи розрахункових сіток. З метою оптимізації розрахункових ресурсів застосовувалась умова періодичності – моделювання проводилось в одному міжлопатковому каналі з однією лопаткою РК Rotor 67, що дозволило дослідити точність моделювання від грубої розрахункової сітки до дрібної. Тип розрахункової сітки - неструктурована з адаптацією на стінках для урахування особливостей течії у приміжовому шарі. Довжина ребра комірки змінювалась від 1 см до 0,225 см. Результати роботи показали, що топологія розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості суттєво впливають на точність моделювання обтікання в лопаткових машинах. Серед досліджуваних топологій розрахункової сітки найвищу точність має сітка з ребром 0,0025м. Для випадку розрахункової сітки з ребром 0,0025м всі досліджувані моделі турбулентної в'язкості мають прийнятну похибку до 5%, але найменшу похибку мають випадки, коли використовується модель турбулентної в'язкості або SST або BSL EARSLS.

Ключові слова: числовий експеримент; модель турбулентної в'язкості; розрахункова сітка; довжина ребра; Rotor 67; моделювання течії; осьовий компресор.

References

- [1] Egbers, C. & Rath, H. J. (2012). *Advances in Fluid Mechanics and Turbomachinery*. Springer Berlin Heidelberg, 181 p.
- [2] Nakhchi, M. E., Naung, S. W., & Rahmati, M. (2022). Influence of blade vibrations on aerodynamic performance of axial compressor in gas turbine: Direct numerical simulation. *Energy*, 242, 122988.
- [3] Li, H. W., Gao, Y. F., Du, C. H., & Hong, W. P. (2021). Numerical study on swirl cooling flow, heat transfer and stress characteristics based on fluid-structure coupling method under different swirl chamber heights and Reynolds numbers. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 173, 121228.
- [4] Li, Y., Yang, S., Feng, F., & Tagawa, K. (2023). A review on numerical simulation based on CFD technology of aerodynamic characteristics of straight-bladed vertical axis wind turbines. *Energy Reports*, 9, 4360-4379.
- [5] Bharanitharan, K. J., Senthilkumar, S., & Dadhich, B. (2021). Numerical investigation on effect of turbulence model selection for aerodynamic prediction of axial flow fan. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1130(1), 012055. IOP Publishing.
- [6] Chen, X., Koppe, B., Lange, M., Chu, W., & Mailach, R. (2022). Comparison of turbulence modeling for a compressor rotor at different tip clearances. *AIAA Journal*, 60(2), pp. 1-13.
- [7] Wei, S. U. N. (2023). Assessment of advanced rans turbulence models for prediction of complex flows in compressors. *Chinese Journal of Aeronautics*, 36(9), 162-177.
- [8] He, X., Zhao, F., & Vahdati, M. (2020). Evaluation of Spalart-Allmaras turbulence model forms for a transonic axial compressor. *GPPS Paper No. GPPS*, 13.
- [9] Yan, W., Sun, Z., Zhou, J., Zhang, K., Wang, J., Tian, X., & Tian, J. (2023). Numerical Simulation of Transonic Compressors with Different Turbulence Models. *Aerospace*, 10(9), 784.
- [10] Elder, R., Tournlidakis, A., & Yates, M. (2003). Advances of CFD in fluid machinery design. *John Wiley & Sons*, 256 p.
- [11] John, A., Vivarelli, G., Qin, N., & Shahpar, S. (2020). Using Feature-Based Mesh Adaptation to Improve the Adjoint Optimisation of Transonic Compressor Blades. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 84089, V02CT35A036.
- [12] Strazisar, A. J., et al. (1989). Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor. *NASA TP-2879*.

Постановка проблеми. Фізичний експеримент відіграє фундаментальне значення у процесі пошуку новітніх рішень при розробці, створенні та модернізації техніки енергомашинобудування та її складових частин. Водночас, проведення фізичного експерименту несе за собою широкий перелік недоліків, зокрема, такі як необхідність залучення великих фінансових та матеріально-технічних ресурсів, складність відтворення необхідних умов середовища і параметрів досліджуваних процесів та тривалість проведення випробувань. На фінальних етапах проведення досліджуваних робіт та випробувань, а також з метою верифікації отриманих результатів неможливо обійтись без фізичного експерименту. Проте в реаліях сьогодення, беручи до уваги низ-

ку суттєвих недоліків, з якими стикаються науковці та дослідники під час проведення реальних випробувань, початкові етапи досліджень, у тому числі течії у компресорах та вентиляторах газотурбінних двигунів літальних апаратів та суднових газотурбінних двигунах здійснюються шляхом проведення числового експерименту.

Числовий експеримент дозволяє значно знизити рівень витрат на проведення досліджень, опрацювати та дослідити результати проведених випробувань при незліченній кількості умов як навколишнього середовища, так і робочого процесу, а також усуває обмеження в часі та просторі, особливо коли досліджене явище або процес відбувається у дуже малому масштабі протягом надзвичайно короткого проміжку часу. Вар-

то зазначити, що з метою застосування числового експерименту моделювання та дослідження течії у компресорах і вентиляторах важливим етапом є проведення тестових задач за ідентичних до реального експерименту умов. В першу чергу, це необхідно для обґрунтування обраних параметрів числового експерименту, визначення відсотку похибки отриманих результатах і верифікації отримані результати проведених числових досліджень [1].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Числове моделювання особливо важливе при визначенні характеру обтікання, параметрів потоку, прогнозуванні аеропружних коливань, дозволяє передбачити вплив вібрації на структуру потоку в міжлопаткових каналах лопаткових машин. У роботі [2] за допомогою числового експерименту методом прямого числового моделювання течії DES досліджено явище флатера в осьовому компресорі, отримано аеродинамічні характеристики компресора.

Числовий експеримент дозволяє проводити складні дослідження характеристик потоку та теплопередачі, які необхідні для того, щоб обрати оптимальний тип охолодження для захисту лопаток турбін. В роботі [3] розглядається тривимірна модель вихрового охолодження турбінних лопаток, проведено моделювання течії з урахуванням теплопередачі та напружень.

Одним із важливих етапів числового експерименту при моделювання течії у лопаткових машинах є вибір моделі турбулентної в'язкості. В роботі [4] зазначається, що вибір моделі турбулентної в'язкості пов'язаний із умовами роботи лопаткової машини. Наприклад, розрахунок течії з використанням моделі турбулентності IDDES, має високу точність при розрахунку параметрів потоку при роботі досліджуваної лопаткової машини при низьких значеннях частот обертання, тоді як SST $k-\omega$ модель турбулентності дає більш точні результати при розрахунку параметрів потоку при високих частотах обертання.

У роботі [5] тестуються різні моделі турбулентності при моделюванні течії в осьовому вентиляторі. Стаціонарне обтікання

вентилятора досліджувалося за допомогою моделей турбулентності Spalart Allmaras (SA), RNG $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST, Transition SST. Моделювання нестационарного режиму обтікання виконувалося з використанням наступних моделей: SA, $k-\epsilon$, RNG $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST, DES та $k-\omega$ з вбудованим Large Eddy Solver. Обидва дослідження показують, що із грубою сіткою стандартні моделі RANS показують точність розрахунку вище, ніж гібридні моделі RANS. Також автори відзначають, що при використанні моделі DES розрахунки мають більш високу точність.

С. Чен та ін. [6] для моделювання течії в роторі низькошвидкісного осьового компресора з трьома різними зазорами між лопатками (1,3, 2,6 і 4,3% від довжини хорди) обрали усереднену за Рейнольдсом модель Нав'є-Стокса, а також масштабно-адаптивне моделювання і моделювання зональних великих вихорів як два підходи з роздільною здатністю за масштабом. Авторами описано переваги та недоліки кожної моделі при різних випадках зазору.

У роботах [7; 8; 9] показано результати дослідження різних авторів щодо тестування моделей турбулентності при моделюванні течії у ступені трансзвукового компресора NASA Rotor 67.

У дослідженні [7] автори оцінюють точність при моделюванні течії Rotor 67 при використанні декількох моделей турбулентності при замиканні рівнянь Нав'є-Стокса. Досліджується модель перенесення зсувної напруги Ментера (SST) та її варіанти, а також модель напруги Рейнольдса на основі ω (Stress-BSL). Всі досліджувані моделі турбулентності показують хорошу збіжність результатів при режимі роботи Rotor 67 за максимального ККД, похибка розрахунків становить 1,06...1,18%. Однак, на нерозрахункових режимах роботи компресора використання моделі турбулентності SST-Helicity (доброблена модель турбулентності SST) має більш високу збіжність (3,91%), ніж розрахунок з іншими дослідженими моделями (10,67 ... 16,1%).

У роботі [8] проведено дослідження точності розрахунків при моделюванні обтікання ступеня трансзвукового компресора

Rotor 67. Досліджувалися сучасні модифіковані форми моделі Спаларта-Аллмараса SA, такі як модель SA-QCR, яка більш коректно враховує припущення Бусінеска, модель SA-RC, в якій моделювання турбулентності розраховується з урахуванням обертання та кривизни, модель SA-H, яка більш коректно виражає турбулентність з урахуванням вихорів та модель SA-PG, яка більш коректно враховує градієнт тиску при обтіканні. Результати розрахунків авторів показують, що найбільш близькими до значень фізичного експерименту є розрахунки з моделями турбулентності SA-H та SA-PG, однак вони мають досить велику похибку. Автори роблять висновок, що необхідно дослідити або розробити іншу модель турбулентності для отримання більш точних результатів моделювання течії у трансзвукових лопаткових машинах.

У роботі [9] досліджуються моделі турбулентності SA, SST, k- ϵ та PAFV. Тестування моделей також проводиться при моделюванні течії в ступені трансзвукового компресора NASA Rotor 67. Результати моделювання показують, що всі чотири моделі турбулентності показують високу точність порівняно з результатами фізичного експерименту. Похибка розрахунку швидкості становить до 1%, ККД до 5%. Автори відзначають, що найбільш прийнятними для моделювання течії у трансзвуковому компресорі Rotor 67 є моделі турбулентності SA та SST.

Отже, точність обчислення істотно залежить від вибору моделі турбулентності, що використовується. Однак, як показали результати досліджень інших авторів, що при використанні однієї і тієї ж самої моделі турбулентності можна отримати різні результати. Це пов'язано з тим, що крім моделі турбулентності на результати моделювання ще впливає багато факторів, один із яких є топологія розрахункової сітки.

При моделюванні течії в лопаткових машинах використовуються різні типи розрахункових сіток, залежно від складності геометрії і вимог до точності. Структуровані сітки мають регулярну форму і підходять для простих геометрій, забезпечуючи високу ефективність обчислень. Неструкту-

ровані сітки складаються з елементів різної форми і використовуються для моделювання об'єктів складних геометрій, наприклад, у лопаткових машинах, де необхідна висока точність опису складної моделі. Гібридні сітки поєднують структуровані і неструктуровані елементи для оптимізації обчислень, забезпечуючи баланс між точністю і ефективністю. Адаптивні сітки автоматично підлаштовуються під час розрахунків, підвищуючи точність у критичних областях, таких як зони з високими градієнтами. Топологія сітки обирається залежно від конкретних завдань моделювання, щоб забезпечити оптимальні результати [10].

В роботі [11] продемонстровано переваги рухомої сітки (moving mesh). Даний підхід використовується для автоматичного згрупування та вирівнювання комірок зі значними відмінностями в характеристиках течії, такими як удари, поштовхи, викликані ударами, та аеродинамічні навантаження при обтіканні лопаткових вінців компресора. Використання рухомої сітки значно покращує точність результатів газодинамічного розрахунку при обтіканні лопаткових машин завдяки більш точному опису характеру обтікання.

Відокремлення невирішених раніше частин загальної проблеми. Отже, числовий експеримент відіграє значну роль при дослідженні характеристик лопаткових машин. Важливим при використанні числового експерименту є його налаштування, проведення тестових задач з метою вибору моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки. Як показав вище приведений аналіз досліджень, вибір топології сітки і модель турбулентної в'язкості пов'язані. При використанні різних розрахункових сіток і однієї моделі турбулентності для однакової геометричної моделі лопаткової машини і однакових умов отримують різні похибки розрахунку. Тому, для проведення моделювання течії у кожному конкретному випадку необхідно проводити тестування поєднання топології сітки і моделі турбулентної в'язкості.

Метою дослідження є вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості та

топології розрахункової сітки шляхом проведення тестової задачі моделювання течії у ступені трансзвукового компресора NASA Rotor 67 в програмному середовищі Ansys Workbench Student.

Методи, об'єкт та предмет дослідження. Для проведення дослідження використано метод числового експерименту, метод порівняння, теорія лопаткових машин та теплових двигунів.

Моделювання течії проводилось у програмному середовищі Ansys Workbench Student. Версія Student програмного середовища Ansys Workbench має певні обмеження, але основною її перевагою є те, що вона безкоштовна і дає можливість проводити дослідження студентам і аспірантам і здобувати навички роботи з програмою.

Розрахунок проводився на комп'ютері, який має наступні характеристики: процесор AMD Ryzen 5 5625U, частота до 4,3 ГГц, оперативна пам'ять – 8 Гб, відеокарта – AMD Radeon RX Vega 7.

Об'єктом дослідження виступає одноступеневий трансзвуковий осьовий компресор NASA Rotor 67, який складається з одного робочого колеса (РК). Основні характеристики NASA Rotor 67 представлені в табл. 1 [12].

Предмет дослідження – робочий процес одноступеневого трансзвукового осьового компресора NASA Rotor 67.

Тривимірна модель досліджуваного РК представлена на рис. 1.

Газодинамічний розрахунок течії здійснювався на основі моделювання обтікання робочого колеса при стандартних атмо-

ферних умовах при масовій витраті у ступені 33,25 кг/с при стаціонарній постановці задачі. Система рівнянь Нав'є – Стокса, замикалася моделлю турбулентної в'язкості. В роботі тестувалися наступні моделі турбулентної в'язкості: SST, k- ϵ , k- ω , BSL EARS. Моделювання течії у Rotor 67 при застосуванні кожної з моделей турбулентної в'язкості тестувалася для семи розрахункових сіток. З метою оптимізації розрахункових ресурсів застосовувалась умова періодичності – моделювання проводилось в одному міжлопатковому каналі з однією лопаткою РК Rotor 67, що дозволило дослідити точність моделювання від грубої розрахункової сітки до дрібної. Тип розрахункової сітки – неструктурована з адаптацією на стінках для урахування особливостей течії у примежовому шарі. Довжина ребра комірки змінювалась від 1 см до 0,225 см. На рис. 2 представлено сіткову модель РК Rotor 67.

Основний матеріал. Відповідно до поставленої мети дослідження щодо вибору та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості та топології розрахункової сітки для оцінки точності розрахунку з різними розрахунковими сітками та різними моделями турбулентної в'язкості за результатами моделювання течії у трансзвуковому ступені осьового компресора Rotor 67 отримана залежність ступеня підвищення тиску π від кількості розрахункових комірок i , яка представлена на рис. 3. Критерієм збіжності було максимальне наближення до значення ступеня підвищення тиску 1,63 з експериментальних досліджень NASA [12].

Таблиця 1. Основні параметри та характеристики NASA Rotor 67

Характеристики NASA Rotor 67	Значення
Кількість лопаток, шт.	22
Розрахункова частота обертання, об/хв.	16043
Швидкість на периферійному діаметрі, м/с	429
Відносне число Маха на вході	1,38
Ступінь підвищення тиску	1,63
Масова витрата повітря, кг/с	33,25
Розрахунковий радіальний зазор, мм	1,01
Густина решітки на периферійному діаметрі	1,29
Густина решітки на втулковому діаметрі	3,11
Периферійний діаметр на вході у робоче колесо, см	51,14
Периферійний діаметр на виході з робочого колеса, см	48,5

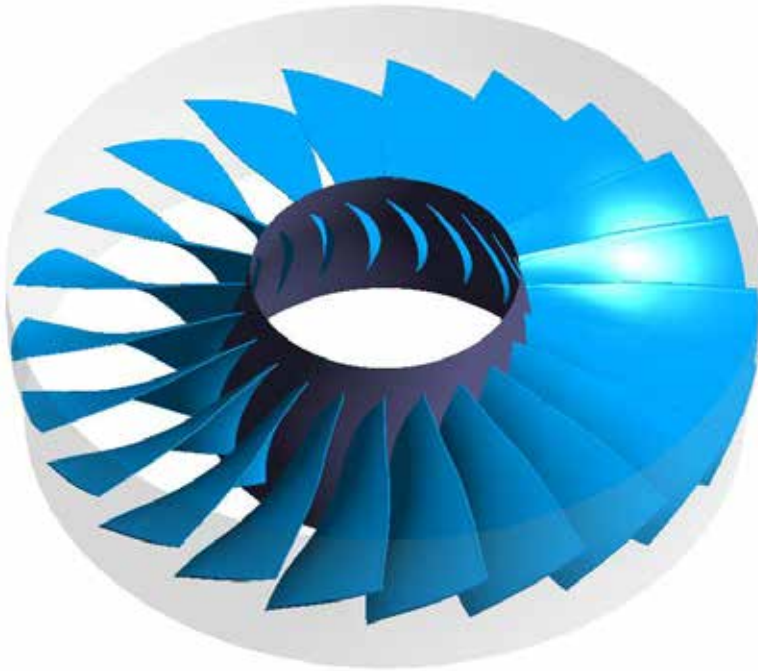


Рис. 1. Тривимірна модель досліджуваного РК Rotor 67

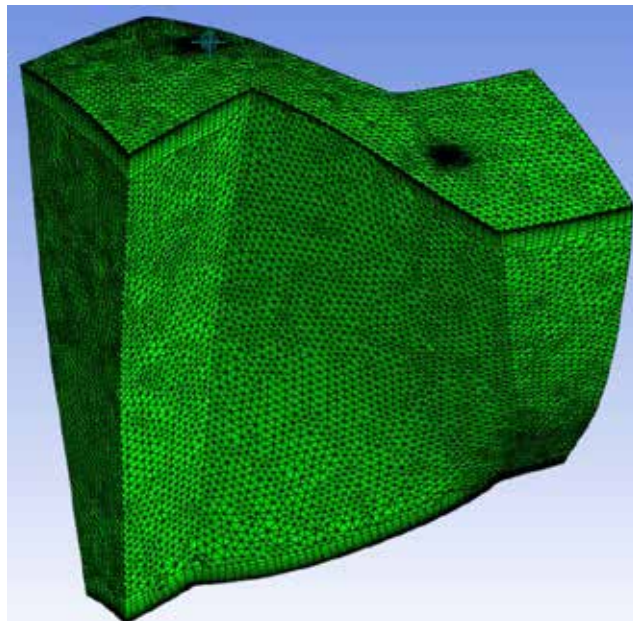


Рис. 2. Сіткова модель РК Rotor 67

Також, одним з важливих параметрів, які впливають на якість розрахункової сітки є розмір ребра. Беручи до уваги обмеження розрахункової сітки за кількістю вузлів (до $1 \cdot 10^6$) у студентській версії програмного середовища Ansys Workbench, для даної моделі мінімальна довжина ребра має бути більше 0,002 м. В табл. 2 представлено порівняння параметрів виконаних розрахунків для різних розмірів ребра сітки.

Похибка розрахунків δ , представлену в табл. 2, розраховано наступним чином:

$$\delta = \frac{(\pi_k - \pi_{кр})}{\pi_k} 100\%,$$

де $\pi_k = 1,63$ – ступінь підвищення тиску Rotor 67 з експериментальних досліджень NASA [12]; $\pi_{кр}$ – розрахункова ступінь підвищення тиску, отримана під час числового експерименту.

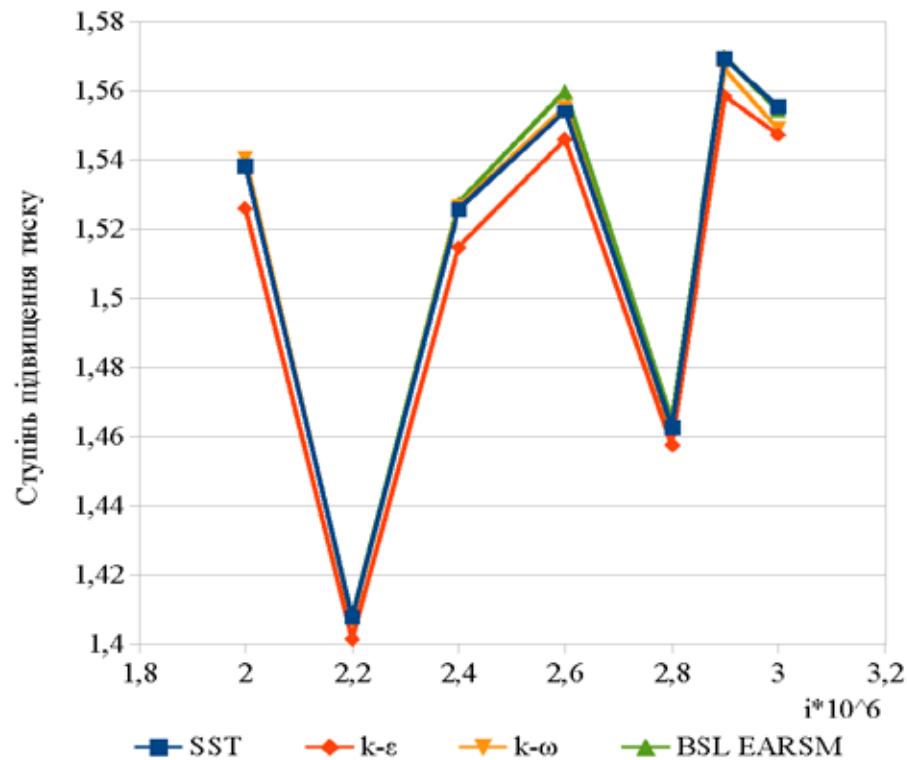


Рис. 3. Залежність ступеня підвищення тиску від кількості комірок розрахункової сітки

Таблиця 2. Порівняння параметрів моделювання течії у Rotor 67 з різними розрахунковими сітками та моделями турбулентної в'язкості

Розмір ребра, м	Кількість комірок, шт	Час розрахунку, хв.	Модель турбулентної в'язкості	Похибка δ , %
0,01000	2045802	12:57:00	SST	5,62
		12:10:00	k-ε	6,38
		11:15:00	k-ω	5,48
		11:08:00	BSL EARS	5,61
0,00900	2216853	12:54:00	SST	13,64
		13:53:00	k-ε	14,02
		11:16:00	k-ω	13,69
		12:21:00	BSL EARS	13,63
0,00748	2407531	12:45:00	SST	6,40
		11:28:00	k-ε	7,07
		12:49:00	k-ω	6,35
		13:53:00	BSL EARS	6,28
0,00630	2603288	12:20:00	SST	4,66
		13:06:00	k-ε	5,16
		13:50:00	k-ω	4,58
		13:07:00	BSL EARS	4,31
0,00320	2838490	13:31:00	SST	10,27
		11:43:00	k-ε	10,58
		13:46:00	k-ω	10,34
		11:46:00	BSL EARS	10,13
0,00250	2962329	13:26:00	SST	3,72
		13:27:00	k-ε	4,39
		11:05:00	k-ω	3,91
		12:16:00	BSL EARS	3,69
0,00225	3030827	11:33:00	SST	4,57
		12:25:00	k-ε	5,07
		13:25:00	k-ω	4,97
		11:47:00	BSL EARS	4,63

Візуалізація обтікання РК у вигляді векторного поля швидкості для варіанту розрахункової сітки з довжиною ребра 0,0025м представлено на рис. 4.

Обговорення отриманих результатів. Побудовані графіки (рис. 4) показали, що залежність ступеня підвищення тиску від кількості комірок розрахункової сітки не є прямолінійною. Тобто, ми не можемо стверджувати, що при збільшенні кількості розрахункових комірок, точність розрахунку однозначно зростає (розрахункове значення ступеня підвищення тиску максимально наблизиться до експериментального значення).

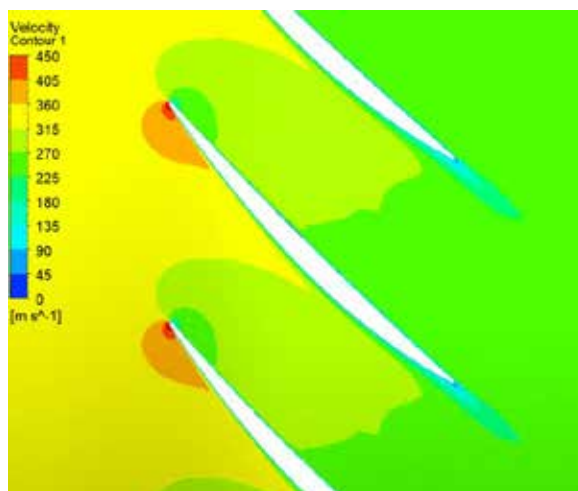
Аналіз даних, представлених в табл. 2 показує, що час для розрахунку при зрос-

танні кількості комірок для різних моделей турбулентної в'язкості коливається від 11 хв. до 14 хв. Різниця розрахунку становить до 3 хв., тому цей параметр не буде враховуватись під час вибору розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості.

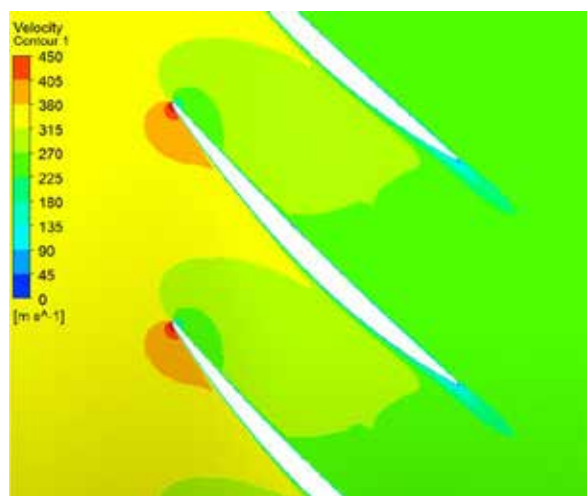
Можна відзначити, що довжина ребра (кількість комірок і кількість вузлів розрахункової сітки) дійсно суттєво впливає на похибку розрахунку моделювання. Так, при моделюванні течії з моделлю турбулентності SST похибка, що розрахована за ступенем підвищення тиску, коливається від 3,72% до 13,64%; з моделлю турбулентності k-ε – від 4,39% до 14,02%; з моделлю турбулентності k-ω – від 3,91% до 13,69%; з моделлю турбулентності BSL EARSL – від



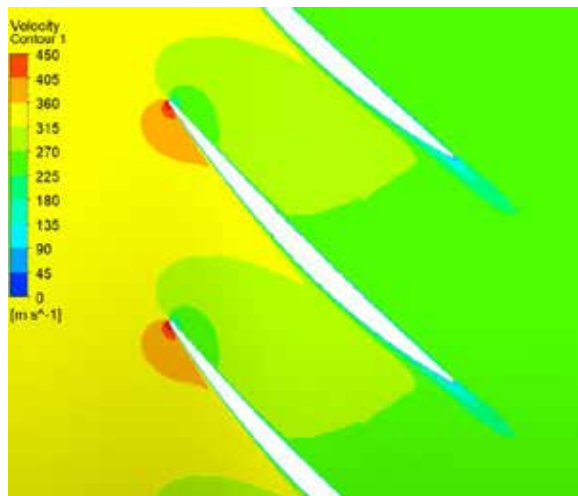
SST



k-ε



k-ω



BSL EARSL

Рис. 4. Векторне поле швидкості при використанні різних моделей турбулентної в'язкості

3,69% до 13,63%. Отже, серед досліджуваних топологій розрахункової сітки найвищу точність має сітка з ребром 0,0025м. Щодо вибору моделі турбулентної в'язкості, то тут треба відзначити, що для сітки з ребром 0,0025м всі досліджувані моделі турбулентної в'язкості мають прийнятну похибку до 5%, але найменшу похибку мають випадки, коли використовується модель турбулентної в'язкості або SST або BSL EARSL.

З іншої сторони, візуалізація обтікання в міжлопатковому каналі РК Rotor 67 показує, що картина обтікання при застосуванні різних моделей турбулентної в'язкості практично не відрізняється.

Висновки. В роботі представлено тестові задачі щодо вибору моделі турбулентної в'язкості і топології розрахункової сітки при моделюванні течії у одноступеневому транзвуковому компресорі Rotor 67 за умов обмежених обчислювальних ресурсів, при-

таманних освітнім програмним середовищам.

Показано, що топологія розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості суттєво впливають на точність моделювання обтікання в лопаткових машинах.

Серед досліджуваних топологій розрахункової сітки найвищу точність має сітка з ребром 0,0025м. Для випадку розрахункової сітки з ребром 0,0025м всі досліджувані моделі турбулентної в'язкості мають прийнятну похибку до 5%, але найменшу похибку мають випадки, коли використовується модель турбулентної в'язкості або SST або BSL EARSL.

Наукова новизна роботи полягає в тому, що в роботі отримала подальший розвиток методологія числового моделювання течії в турбомашинах за умов обмежених обчислювальних ресурсів, притаманних освітнім програмним середовищам.

Список літератури

- [1] Egbers C., Rath, H. J. *Advances in Fluid Mechanics and Turbomachinery*. Springer Berlin Heidelberg, 2012. 181 p. Retrieved from https://www.google.com.ua/books/edition/Advances_in_Fluid_Mechanics_and_Turbomac/HsL-CAAAQBAJ?hl=ru&gbpv=0.
- [2] Nakhchi M. E., Naung S. W., Rahmati M. Influence of blade vibrations on aerodynamic performance of axial compressor in gas turbine: Direct numerical simulation. *Energy*, 2022, 242, 122988. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122988>.
- [3] Li H. W., Gao Y. F., Du C. H., Hong W. P. Numerical study on swirl cooling flow, heat transfer and stress characteristics based on fluid-structure coupling method under different swirl chamber heights and Reynolds numbers. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 173, 121228. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2021.121228>.
- [4] Li Y., Yang, S., Feng F., Tagawa K. A review on numerical simulation based on CFD technology of aerodynamic characteristics of straight-bladed vertical axis wind turbines. *Energy Reports*, 2023, 9, 4360–4379. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.egy.2023.03.082>.
- [5] Bharanitharan K. J., Senthilkumar S., Dadhich B. Numerical investigation on effect of turbulence model selection for aerodynamic prediction of axial flow fan. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021, 1130(1), 012055. IOP Publishing. Retrieved from <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/1130/1/012055/meta>.
- [6] Chen X., Koppe B., Lange M., Chu W., Mailach, R. Comparison of turbulence modeling for a compressor rotor at different tip clearances. *AIAA Journal*, 2022, 60(2), pp. 1–13. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J060468>.
- [7] Wei S. U. N. Assessment of advanced rans turbulence models for prediction of complex flows in compressors. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(9), 162–177. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.06.007>.
- [8] He X., Zhao F., Vahdati M. Evaluation of Spalart-Allmaras turbulence model forms for a transonic axial compressor. *GPPS Paper No. GPPS*, 2020, 13. DOI: <http://dx.doi.org/10.33737/gpps20-tc-13>.

- [9] Yan W., Sun Z., Zhou J., Zhang K., Wang J., Tian X., Tian J. Numerical Simulation of Transonic Compressors with Different Turbulence Models. *Aerospace*, 2023, 10(9), 784. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10090784>.
- [10] Elder R., Tourlidakis A., Yates M. Advances of CFD in fluid machinery design. *John Wiley & Sons*, 2003, 256 p.
- [11] John A., Vivarelli G., Qin N., Shahpar S. Using Feature-Based Mesh Adaptation to Improve the Adjoint Optimisation of Transonic Compressor Blades. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2020, 84089, V02CT35A036. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2020-15351>.
- [12] Strazisar A. J., et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor. *NASA TP-2879*. 1989. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19900001929/downloads/19900001929.pdf>.

© Марковська Л.Г., Пікуль М.О., Отрощенко В.В.,
Мельченко А.О., Балалаєва К.В.

Дата надходження статті до редакції: 09.10.2024

Дата затвердження статті до друку: 21.10.2024