

УДК 621.45.037:533.697.011.5:519.6

doi: 10.32620/aktt.2022.4sup1.05

Р. В. МАЙБОРОДА

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В НАДЗВУКОВІЙ КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ

Проектування сучасних авіаційних двигунів неможливо представити без методів чисельного моделювання. Переваги чисельного моделювання на перших етапах створення двигунів очевидні: можливість за досить короткий проміжок часу дослідити різні геометричні моделі, при цьому точність розрахунків сягає 5...15%. Невід'ємною складовою чисельного експерименту є проведення тестових задач, в результаті яких необхідно виявити необхідну топологію розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості. Метою даного дослідження є проведення тестової задачі моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці на основі ротору STFF з метою вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для замикання системи рівнянь Нав'є-Стокса. В роботі досліджувались чотири варіанти розрахункової сітки та чотири моделі турбулентної в'язкості. Шаг розрахунку за часом автоматично змінювався. Максимальний час за часом становив 0,00005...0,001 с. Перед решіткою та за нею встановлені контрольні точки, в яких відображалося значення числа Маха. Під час розрахунку підбиралося значення числа Маха перед решіткою шляхом зміни значення швидкості на вході. Розрахунок припинявся при досягненні значень чисел Маха на вході та виході з решітки, а також нев'язок, сталих значень, які не змінювалися при наступних ітераціях. Було побудовано 4 варіанти розрахункової сітки структурованого типу. Для подальших розрахунків обрано сітку №3, оскільки на ній забезпечується достатня схожість з результатами випробувань, а також вона має менший розмір, що дозволяє прискорити розрахунок. Далі виконані розрахунки для різних типів моделей турбулентності. Були розглянуті моделі турбулентності SST, SST GTT, $k-\omega$ та RNG $k-\epsilon$. Для всіх моделей турбулентності висота примежового шару обрана виходячи із умови $Y^+ < 1$. Аналіз результатів розрахунку показує, що найменшу похибку отримано при розрахунках з моделлю турбулентності SST GTT. В роботі представлено порівняння розподілу густини в поперечному перетині решітки з шлірен фотографією, отриманої з натурного експерименту. Якісний аналіз отриманих результатів показує, що картини обтікання компресорної решітки на основі STFF мають подібний характер, зокрема в міжлопатковому каналі та кромкових слідах за решіткою. Таким чином, для подальших досліджень для дослідження течії у вентиляторі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

Ключові слова: тестова задача; надзвукова компресорна решітка; чисельний експеримент; структурована розрахункова сітка; шлірен фотографія; модель турбулентної в'язкості.

Вступ

Проектування сучасних авіаційних двигунів неможливо представити без методів чисельного моделювання. Переваги чисельного моделювання на перших етапах створення двигунів очевидні: можливість за досить короткий проміжок часу дослідити різні геометричні моделі, при цьому точність розрахунків сягає 5...15 %.

Основи теорії обчислювального експерименту викладено у роботах [1-4]. Математичне моделювання та обчислювальний експеримент дозволяють вирішити завдання тісного координування та зв'язку теоретичних та експериментальних досліджень.

Невід'ємною складовою чисельного експерименту є проведення тестових задач, в результаті яких необхідно виявити необхідну топологію розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості.

Метою даного дослідження є проведення тес-

тової задачі моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці на основі ротору STFF з метою вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для замикання системи рівнянь Нав'є-Стокса.

1. Постановка задачі дослідження

В роботі досліджувались чотири варіанти розрахункової сітки та чотири моделі турбулентної в'язкості. Рівняння моделей турбулентної в'язкості представлено в роботі [5].

Було досліджено методику розрахунку аеродинамічних характеристик для компресорної решітки на основі ротору STFF. Результати натурних експериментів представлені в роботі [6]. Загальний вид решітки представлений на рис. 1.

Основні параметри решітки представлені в таблиці 1.

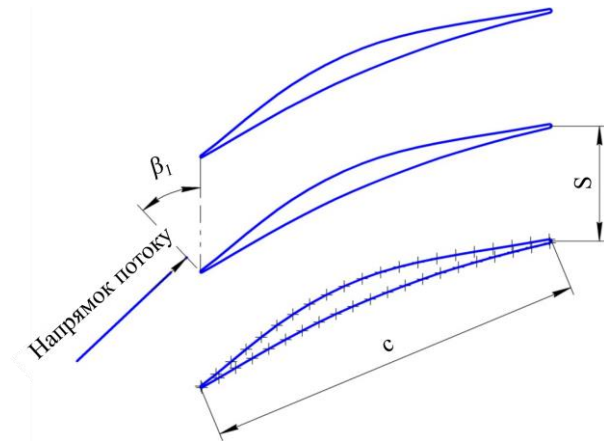


Рис. 1. Схема досліджуваної решітки

Таблиця 1

Основні параметри решітки на основі STFF

Найменування параметру	Значення параметру
Кількість лопаток	7
Хорда, с	100,3 мм
Шаг решітки, s	30,2 мм
Кут атаки,	37°
Число Маха потоку перед решіткою,	2,36

Були встановлені наступні граничні умови:

- на вході задавались швидкість, повна температура та інтенсивність турбулентності;
- для виходу обрано тип Outlet з заданням середнього значення по площі поверхні статичного тиску;
- для двох площин, які обмежують розрахункову область вздовж вісі z була обрана умова симетрії.

Вигляд розрахункової області представлено на рис. 2.

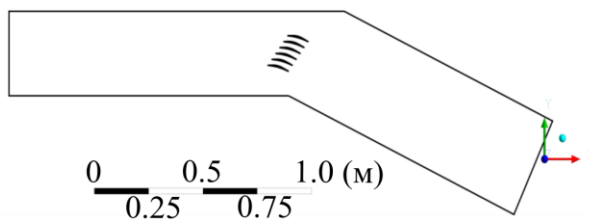


Рис. 2. Загальний вигляд розрахункової області решітки на основі STFF

Шаг розрахунку за часом автоматично змінювався. Максимальний час за часом становив 0,00005...0,001 с. Перед решіткою та за нею встановлені контрольні точки, в яких відображалось значення числа Маха. Під час розрахунку підбиралося значення числа Маха перед решіткою шляхом зміни значення швидкості на вході. Розрахунок припинявся при досягненні значень чисел Маха на вході та

виході з решітки, а також нев'язок, сталих значень, які не змінювалися при наступних ітераціях.

Було побудовано 4 варіанти розрахункової сітки структурованого типу. Види сіток та їх розмірність зображено на рис. 3.

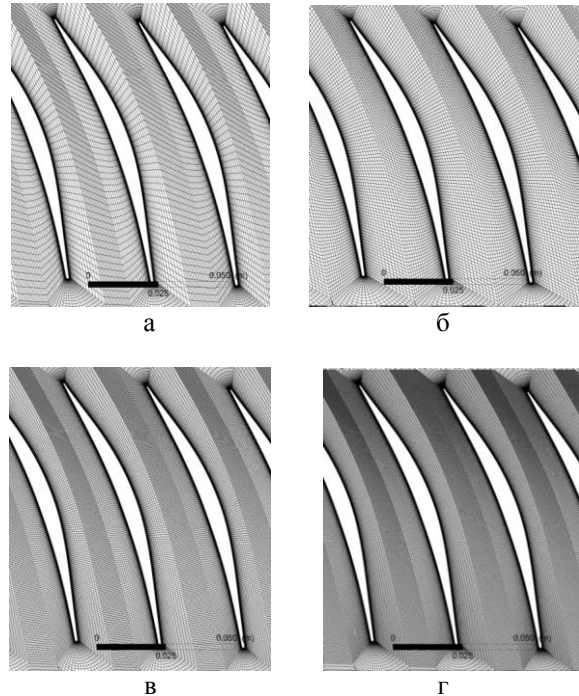


Рис. 3. Фрагменти різних типів розрахункової сітки:

- а - Mesh1 – 477 376 вузлів;
- б - Mesh2 – 446 496 вузлів;
- в - Mesh3 – 840 576 вузлів;
- г - Mesh4 – 1 461 696 вузлів

2. Результати дослідження

Результати розрахунків для кожної сітки зображено на рис. 4. Результати представлені у вигляді графіка, на якому по вісі абсцис відкладено координату x лопатки у відсотку від хорди, по вісі ординат - відношення статичного тиску в точці на поверхні лопатки до повного тиску перед решіткою.

Як видно з графіку результати обчислень на сітках №3 та №4 краще співпадають з результатами натурних експериментів [6], та майже співпадають одна з одною.

Для подальших розрахунків обрано сітку №3, оскільки на ній забезпечується достатня схожимість з результатами випробувань, а також вона має менший розмір, що дозволяє прискорити розрахунок.

Далі виконані розрахунки для різних типів моделей турбулентності. Були розглянуті моделі турбулентності SST, SST GTT, k- ω та RNG k- ϵ . Для всіх моделей турбулентності висота прилежого шару обрана виходячи із умови $Y^+ < 1$. Результати розрахунків представлені на рис. 5.

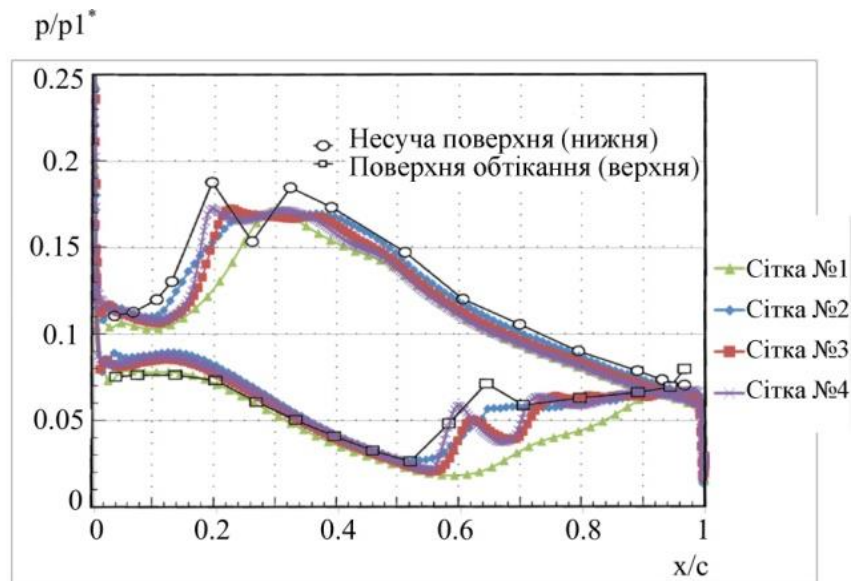


Рис. 4. Результати розрахунків решітки на основі STFF для різних варіантів сітки

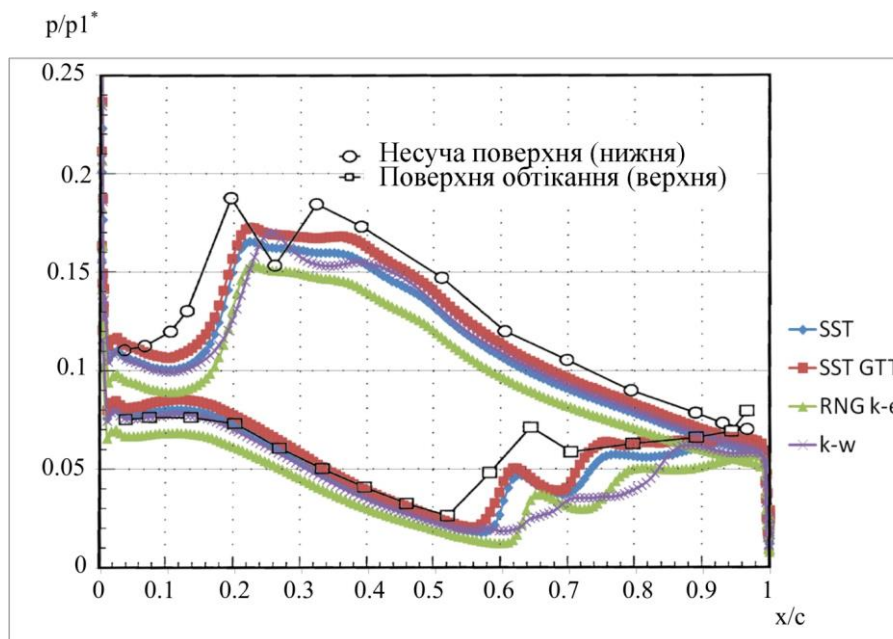


Рис. 5. Результати розрахунків решітки на основі STFF для різних моделей турбулентності

Аналіз результатів розрахунку показує, що найменшу похибку отримано при розрахунках з моделлю турбулентності SST GTT.

На рис. 6 представлено порівняння розподілу густини в поперечному перетині решітки з шлірен фотографією, отриманої з натурного експерименту [6].

Якісний аналіз отриманих результатів показує, що картини обтікання компресорної решітки на основі STFF мають подібний характер, зокрема в міжлопатковому каналі та кромкових слідів за решіткою.

Таким чином, для подальших досліджень для дослідження течії у вентиляторному контурі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

Висновки

В роботі представлено тестову задачу моделювання течії в надзвуковій компресорній решітці на основі ротору STFF з метою вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для замикання системи рівнянь Нав'є-Стокса.

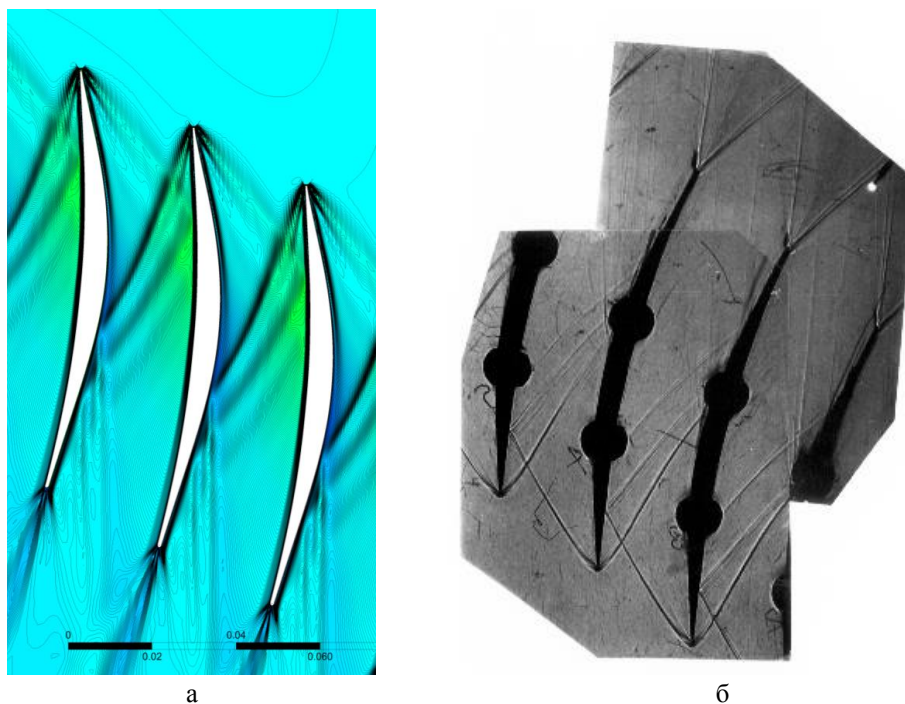


Рис. 6. Порівняння розподілу густини в решітці зі шлірен фотографією з експерименту:
а – фрагмент поля густини з чисельного експерименту; б – шлірен фотографія з фізичного експерименту

Для подальших досліджень для дослідження течії у вентиляторному контурі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3, яка має 840 576 вузлів та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

Christopher J. Chesnakas // *Dissertation. Blacksburg. – Virginia. May 1991.*

References

Література

1. Математичне моделювання робочого процесу гідромашин [Текст] : монографія / В. Е. Дранковський, К. А. Миронов, І. І. Тиньянова [та інші]. – Харків : НТУ «ХПІ», 2022. – 406 с.
2. Халатов, А. А. Основи теорії примежового шару [Текст] / А. А. Халатов, Є. В. Мочалін, Н. Ф. Димитрієва // КПІ ім. Ігоря Сікорського. – К. : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 191 с.
3. Ferziger, J. H. *Computational Methods for Fluid Dynamics [Text]* / Joel H. Ferziger, Milovan Perić, Robert L. Street. – Cham : Springer, 2020. – 596 p. DOI: 10.1007/978-3-319-99693-6.
4. Sal, Rodriguez. *Applied Computational Fluid Dynamics and Turbulence Modeling [Text]* / Rodriguez Sal. – Cham : Springer, 2019. – 306 p. DOI: 10.1007/978-3-030-28691-0.
5. *Advances in Fluid Mechanics [Text]* / D. Zeidan, L. T. Zhang, E. G. Da Silva, J. Merker. – Singapore : Springer, 2022. – 232 p. DOI: 10.1007/978-981-19-1438-6.
6. Chesnakas, C. J. *Experimental studies in a supersonic through-flow fan blade cascade [Text]* /

1. Drankovskyi, V. E., Myronov, K. A., Tynianova, I. I., Riezva, K. S., Krupa, Ye. S., Kukhtenkov, Yu. M. *Matematychnye modelyuvannya robochoho protsesu hidromashyn* [Mathematical modeling of the working process of hydraulic machines]. Kharkiv, NTU «KhPI» Publ., 2022. 406 p.
2. Khalatov, A. A., Mochalin, Ye. V., Dymytrieva, N. F. *Osnovy teoriiy pryvezhovoho sharu* [Fundamentals of boundary layer theory]. Kyiv, KPI im. Ihoria Sikorskoho Publ., 2019. 191 p.
3. Ferziger, J. H., Perić, M., Street, R. L. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Cham, Springer, 2020. 596 p. DOI: 10.1007/978-3-319-99693-6.
4. Sal, Rodriguez. *Applied Computational Fluid Dynamics and Turbulence Modeling*. Cham, Springer, 2019. 306 p. DOI: 10.1007/978-3-030-28691-0.
5. Zeidan, D., Zhang, L. T., Da Silva, E. G., Merker, J. *Advances in Fluid Mechanics*. Singapore, Springer, 2022. 232 p. DOI: 10.1007/978-981-19-1438-6.
6. Chesnakas, Ch. J. *Experimental studies in a supersonic through-flow fan blade cascade*. Dissertation. Blacksburg, Virginia. May 1991.

Надійшла до редакції 15.06.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022

SIMULATION OF A FLOW IN A SUPERSONIC COMPRESSOR CASCADE

Roman Maiboroda

The design of modern aircraft engines cannot be imagined without numerical simulation methods. The advantages of numerical simulation at the first stages of creating engines are obvious: the ability to explore different geometric models in a fairly short time, while the accuracy of calculations reaches 5 ... 15%. An integral part of the numerical experiment is conducting test problems, because of which it is necessary to identify the necessary topology of the computational grid and the turbulent viscosity model. The current study conducts a test problem of flow simulation in a supersonic compressor cascade-based on the STFF rotor to select the topology of the computational grid and the turbulent viscosity model for closing the system of Navier-Stokes equations. In this work, four variants of the computational grid and four models of turbulent viscosity were studied. The time step was automatically changed. The maximum time over time was 0.00005...0.001 s. Control points were set in front of the grating and behind it, where the value of the Mach number was displayed. When calculating, the value of the Mach number in front of the grating was selected by changing the value of the velocity at the input. The calculation was terminated when the values of the Mach numbers at the input and output of the cascade were reached, as well as constant values of the residuals, which did not change during subsequent iterations. 4 variants of the structured type computational grid were built. Grid No. 3 was chosen for further calculations since it provides sufficient similarity with the test results, and it also has a smaller size, which makes it possible to speed up the calculation. Next, calculations are performed for different types of turbulence models. The turbulence models SST, SST GTT, $k-\omega$ and RNG $k-\epsilon$ were considered. For all turbulence models, the boundary layer height was chosen based on the condition $Y^+ < 1$. An analysis of the calculation results showed that the smallest error was obtained in calculations with the SST GTT turbulence model. This paper presents a comparison of the density distribution in the cross-section of the cascade with a schlieren photograph obtained from a field experiment. A qualitative analysis of the obtained results shows that the flow patterns around the STFF-based compressor grate are of a similar nature, in particular, in the interblade channel and edge wakes behind the cascade. Thus, for further research to study the flow in the fan, the topology of the Mesh3 computational grid and the turbulent viscosity model SST GTT were chosen.

Keywords: test problem; supersonic compressor cascade; numerical experiment; structured grid; schlieren photography; turbulent viscosity model.

Майборода Роман Валерійович – аспірант кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Roman Maiboroda – PhD student of the Department of Aircraft Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,
e-mail: mayboroda.r@stud.nau.edu.ua, ORCID: 0000-0002-3381-2027.