

УДК 629.735.036.34:004.3'122(045)

М. І. КИСЛЯК

Національний авіаційний університет, Україна

ПОРІВНЯННЯ ВПЛИВУ ЗМІН СЕРЕДОВИЩА ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ МОДЕЛІ ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД З ВИКОРИСТАННЯМ АЛГОРИТМІВ, ЩО ҐРУНТУЮТЬСЯ НА РІВНЯННЯХ ТИСКУ ТА ГУСТИНИ

Використання математичних моделей для опису характеристик шуму двигуна потребує ретельного відбору методів, що використовуються під час моделювання. Тому необхідно порівнювати і знаходити ті рівняння, що найкраще описують параметри потоку, а саме вплив тертя середовища на характер течії, для забезпечення адекватності отриманих даних. В даній роботі порівнюються два методи засновані на рівняннях тиску і рівняннях густини, які в модифікованому стані можуть описувати великий спектр задач.

Ключові слова: вентилятор ТРДД, двигун, математичне моделювання, шум.

Вступ. Сучасні умови використання авіаційної техніки потребує щільного підходу до екологічних параметрів літака. Так на 38-й асамблеї ІКАО [1], були визначені основні характеристики для сертифікації літаків, що забороняє літакам, які не пройшли сертифікацію, сідати та злігати з міжнародних аеропортів. Таким чином виникла невідкладна необхідність в покращенні екологічних характеристик авіаційних суден, для того, щоб вони зберігали свою конкурентоспроможність.

Одним із екологічних факторів, що враховуються ІКАО є шум літака [2]. Аналіз шуму літака вказує на те, що основним джерелом шуму літака на злеті і посадці є його силова установка. Тож для зменшення негативного впливу на середовище, логічним кроком є удосконалення саме двигуна.

Оскільки ТРДД є одним із перспективних типів газотурбінних двигунів, то в роботі розглядатиметься саме його модифікація.

Шум ТРДД розділяється на дві основні підгрупи: шум механічний, та шум аеродинамічний [3]. Через незначний вклад механічного шуму (в порівнянні з аеродинамічним), він не розглядатиметься. Аеродинамічний шум складається з шуму вентилятора, компресора, камери згорання, турбіни та сопла. Причому на злеті та посадці найбільший вклад вносять саме шум вентилятора та турбіни. На рис. 1 зображено випромінювання шуму ТРДД, де 1 – шум вентилятора, 2 – шум сопла, 3 – шум турбіни, 4 – шум внутрішнього контуру. Найбільші випромінювання звуку виникають на режимі злету та посадки літака. Однак навіть при значному шумовому випромінюванні, найбільший вклад в загальний рівень, робить саме вентилятор двигуна.

Постановка проблеми. Застосування конструкцій, що поглинають звук, профілювання лопаток ротора та статора, та інші заходи потребують попереднього вивчення, та створення натурних моделей, що ускладнює дослідження шуму двигуна. Через це є наявна необхідність в використанні математичних моделей, що дозволять досліджувати зміну характеристик без сторонніх затрат. Однак постає питання в адекватності математичної моделі.

Використання програмного комплексу ANSYS Fluent [4], дозволяє розраховувати газодинамічні, та акустичні характеристики ТРДД та його елементів. Дана програма засновується на рішенні рівняння руху рідини та нерозривності потоку (модифіковане рівняння Нав'є-Стокса) [5] .

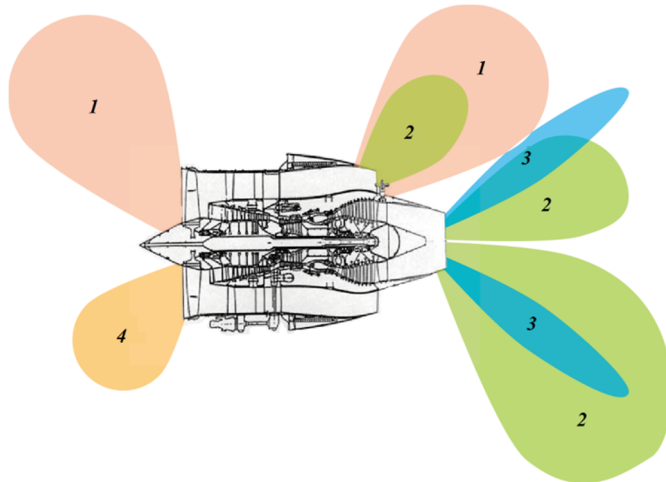


Рис. 1. Петлюстова шумограма двигуна:
1 – шум вентилятора, 2 – шум сопла, 3 – шум турбіни,
4 – шум внутрішнього контуру

Модифіковане рівняння, що використовується програмою:

$$H(v - \bar{v}) + (1 - H)(-\nabla p + \nabla T + \rho g - \rho a) = 0,$$

де H – функція кроку; v – швидкість; $\bar{v}$ – локальна швидкість рухомої частини; p – тиск; T – тензор напруження; ρg – об'ємна сила; ρa – об'ємне прискорення.

Для отримання узагальненої Ньютонівської рідини тензор напруження знаходиться у вигляді:

$$T = 2\eta(\gamma, t)D,$$

де η – в'язкість; γ – швидкість здвигу; t – температура; D – тензор швидкості зміни деформації.

Далі ці рівняння конкретизується для кожного рухомого вузла поля швидкостей. Якщо вузол нерухомий, то використовуються стандартні рівняння Нав'є-Стокса [5]. Подальший алгоритм розрахунку детально описаний в довіднику користувача [4]. Є два основних способи розрахунку. Перший базується на збереженні балансу за тиском, другий на збереженні балансу за густиною. Розглянемо обидва методи.

По-перше. Для задач з низько швидкісними нестискуваними течіями в програмному середовищі *Fluent* використовується рівняння, що базуються на збереженні балансу тиску.

По-друге. Рівняння, що базуються на балансі густини використовуються для швидкоплинних стискаємих течій. Обидва методи отримали удосконалення і значно відрізняються від початкового їхнього вигляду. Так в обох рівняннях поле швидкостей виходить з рівняння руху.

Рівняння, що базуються на густині використовує в якості основи рівняння нерозривності, а значення тиску визначається з рівняння стану.

Рівняння, що базується на тиску розраховує поле тисків шляхом вирішення рівняння корекції значень тиску, за допомогою маніпулювання рівняннями руху, та рівнянням нерозривності.

Обидва методи включають основні інтегральні рівняння збереження маси та імпульсу, а також (якщо необхідно) рівняння пов'язані зі зміною енергії, та турбулентності потоку. Розв'язок проходить за умов врахування балансу витрат. Тобто ме-

тоди використовують однаковий процес дискредитації кінцевих об'ємів, але підхід, що використовується для утворення лінійності функції – різний.

Заснований на тиску метод використовує алгоритм, що належить до загального класу методів – метод проекції. У даному методі існує чітке обмеження пов'язане зі збереженням маси (або нерозривності потоку) поля швидкостей шляхом вирішення рівнянь тиску (або кореляцією цих рівнянь). Рівняння тиску впливає з нерозривності потоку та рівнянь імпульсу, що відповідають скорегованому полю швидкостей. Оскільки керуючі рівняння нелінійні та поєднуються між собою, вирішення проходить в декілька ітерацій доки дані зійдуться. Програмне середовище Fluent надає два алгоритми рішення рівняння тиску: згенерований алгоритм та об'єднаний алгоритм.

У згенерованому алгоритмі, окремі визначальні рівняння для змінних розраховуються послідовно одне за іншим, причому при вирішенні одного рівняння всі інші генеруються. В об'єднаному (матричному) алгоритмі вирішення засноване на розв'язанні рівняння імпульсу та нерозривності. (оскільки ці рівняння нерозривно пов'язані між собою, то швидкість збіжності рівнянь значно зростає).

ANSYS Fluent використовує метод контрольних об'ємів для перетворення загального рівняння руху в алгебраїчну форму для подальшого чисельного вирішення. Даний метод контрольних об'ємів складається з інтегрування рівнянь переносу по кожному об'єму, утворюючи дискретне рівняння, що описує закон контрольних об'ємів.

Таким чином, різниці між етапами розрахунку цих двох методів (заснованого на тиску і на густині) майже немає, однак на перших стадіях вони відрізняються, що і закладає основні відмінності в подальшому розрахунку. Тому виникає необхідність в порівнянні даних методів, шляхом розв'язання однієї задачі різними методами.

Всі рівняння опису течії рідини замикаються на рівняннях турбулентної в'язкості і для обох випадків розрахунку умови виконані однаковими. Виходячи з попередніх досліджень обрано модель турбулентності $k-\omega$ яка добре описує стан потоку при стаціонарному розрахунку [6]. Наступною моделлю використано SAS SST модель, що дозволяє зараховувати різні аспекти та може адаптуватися під різні задачі в залежності від місця обрахунку, використовуючи ту чи іншу модель пов'язану рівняннями переносу.

Оскільки процес розрахунку змінює характер течії, то логічним твердженням буде що змінюється і акустичні показники даної моделі. Через, що додатковим етапом має бути порівняння акустичних показників при різних методах розрахунку.

Вирішення задач, що пов'язані з акустикою, потребує чіткого підходу з розумінням специфіки кожного з методів [6]. Сучасне розуміння аеродинамічного шуму базується на роботах, що запропонована Джеймсом Лайтхілом (1952), який виконав перший важливий вклад після робіт Релея [7]. Варіації аеродинамічної теорії шуму Лайтхіла в поєднанні з постійно зростаючою базою експериментальних досліджень знайшли своє використання в різних сферах, що пов'язані з авіацією, та постійно використовувались для дослідження шляхів щодо зменшення шуму літаків та покращення умов поблизу аеропортів. Дана теорія заснована на використанні акустичної аналогії при якій точні рівняння Нав'є-Стокса для течії і рідини перебудовуються для формування неоднорідного

хвильового рівняння для флуктуації густини рідини. Отож використання даної теорії дозволить зробити адекватну оцінку відмінностей між моделями.

Параметри газу на вході до вентилятора, а також отримані дані від розрахунку, для зручності їхнього порівняння з експериментом занесено до таблиці 1

Таблиця 1

Параметри середовища на вході і виході з вентилятору

Параметр	Експеримент	Математична модель заснована на густині	Відносне відхилення моделі заснованої на густині	Математична модель заснованої на тиску	Відносне відхилення моделі заснованої на тиску
$P_{входу}$ Па	103323	103323	0,00%	103323	0,00%
$T_{входу}$ К	283,15	283,15	0,00%	283,15	0,00%
$n_{вент}$ об/хв	2202,00	2202,00	0,00%	2202	0,00%
$G_{конт1}$ КГ/С	391,83	375,75	-4,10%	421,2	7,50%
$G_{конт2}$ КГ/С	58,49	56,73	-3,00%	60,03	2,63%
$P_{1конт}$ Па	119200,00	113474,00	-4,80%	113137	-5,09%
$P_{2конт}$ Па	113700,00	111375,00	-2,04%	110345	-2,95%
$T_{1конт}$ К	305,00	298,08	-2,27%	295,88	-2,99%
$T_{2конт}$ К	296,10	294,81	-0,44%	292,99	-1,05%

Як видно з даної таблиці перший стаціонарний розрахунок для моделі заснованої на густині має менше відхилення від експерименту, ніж рівняння засноване на тиску. Однак процес розрахунку при високошвидкісному потоці має проблеми пов'язані з за критичними температурами в точках збудження, через що виникає необхідність в візуальному контролі цих двох моделей.

В задачі з балансом густини яскраво виражені перепади температури як вздовж каналу (рис. 2), так і на виході з контурів. І розподілення в температури відбувається не пропорційно, а стрибкоподібно, з максимумом на периферії і мінімумом у центрі. В алгоритмі з тиском, розподіл відбувається більш плавно, що говорить, про краще описання процесу.

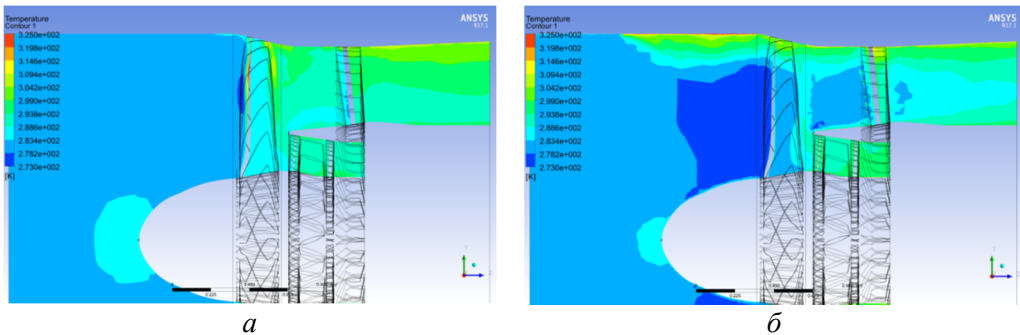


Рис. 2. Розподіл температури вздовж каналу при а – балансу тиску; б – балансу густини

На рис. 3 помітно, що розподіл тиску в методі заснованому на рівняннях густини має нестабільний та різкий характер в порівнянні з методом заснованому на тиску.

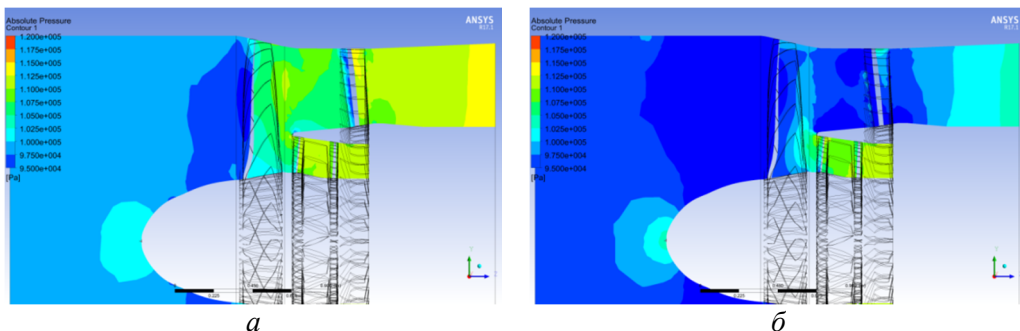


Рис. 3. Розподіл тиску вздовж каналу
при *a* – балансу тиску; *б* – балансу густини

На рис. 4 наведено розподіл чисел Рейнольдса вздовж каналу та на виході з контурів при балансу тиску та балансу густини. В даному випадку саме метод заснований на рівняннях тиску краще описує протікання газу в каналі.

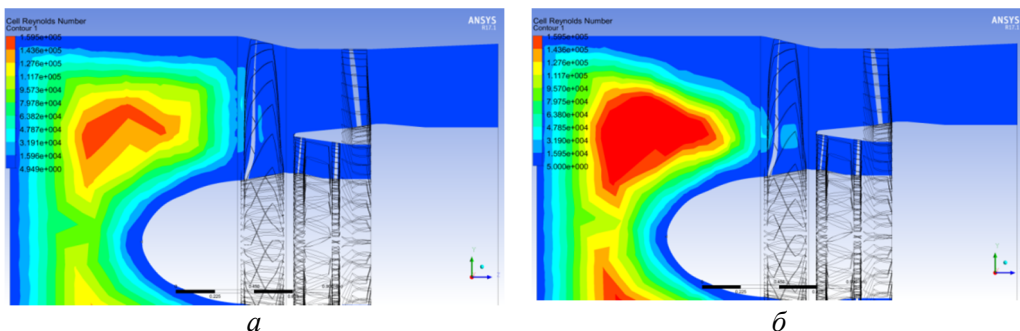


Рис. 4. Розподіл чисел Рейнольдса вздовж каналу
при *a* – балансу тиску; *б* – балансу густини

Помітно, що акустичні характеристики відрізняються особливо на виході з контурів (рис. 5). Однак на вході в вентилятор, при методі заснованому на рівняннях густини, не помітно яскраво вираженого джерела шуму, та це компенсується площею де утворюється збурення потоку.

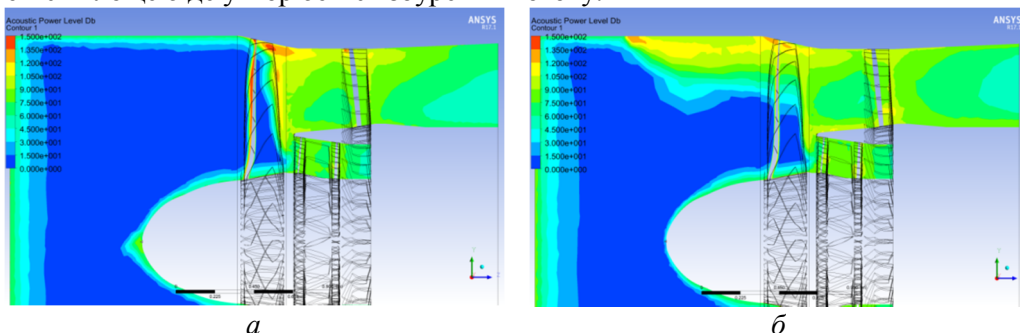


Рис. 5. Розподіл акустичного тиску вздовж каналу
при *a* – балансу тиску; *б* – балансу густини

Висновки. При порівнянні результатів розрахунків, що отримані з використанням двох моделей в чисельному та в візуальному плані можна зробити висновки, що проведення розрахунку математичної моделі вентилятора ТРДД краще здійснювати за допомогою рівнянь тиску, навіть не зважаючи на більшу похибку при стаціонарному розрахунку. Оскільки характер взаємодії середовища з твердими стінками при застосуванні моделі з рівняннями густини мають яскраво виражені перепади як тиску, так і температур. Це пов'язано з тим, що даний метод застосовується для звукових та надзвукових течій і розрахунок дозвукових, та близько звукових швидкостей має власні недоліки. Не зважаючи на те, що чисельні значення мають кращу відповідність (це пов'язано з більшою точністю розрахунку в порівнянні з методом заснованим на рівняннях тиску), даний метод має ряд недоліків, що пов'язані з невідповідністю розмірів розрахункової сітки, через що виникають ускладнення в вигляді локальних стрибків температури та тиску викликаних тертям з примежовим шаром, що призводить до деформації характеру течії.

Тому, для подальших досліджень доцільно використовувати метод заснований на рівняннях тиску. Оскільки при збільшенні кількості ітерацій він дає результати, що відповідають експериментальним.

Список літератури

1. Халецкий Ю.Д. ИКАО: новый стандарт на шум самолетов гражданской авиации [Текст] / Ю.Д. Халецкий // Двигатель. Научно-технический журнал. 2014. – №2 (92) – С. 8-11.
2. Халецкий, Ю.Д. Экологические проблемы авиации [Текст] / Ю.Д. Халецкий. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 504 с.
3. Юдин Е.Я. Борьба с шумом на производстве [Текст] / Е.Я. Юдин, Л.А. Борисов, И.В. Горенштейн и др. – М.: Машиностроение, 1985 – 400 с.
4. Documentation for ANSYS ICEM CFD 14.0 [Електронний ресурс] / ANSYS Inc. - 2011.- Режим доступу: http://www.academia.edu/3196227/ANSYS_ICEM_CFD_14_Tutorial_Manual
5. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг; перевод Г.А. Вольпера под ред. Л.Г. Лойцянского. издательство "Наука", М, 1974. –743 с.
6. Кисляк М.І. Визначення раціональної моделі турбулентності для отримання характеристик ступені вентилятора осьового компресора газотурбінного двигуна з використанням програмного комплексу ANSYS [Текст] / М.І. Кисляк, В.В. Комаров, М.М. Мітрахович / Технологические системы. – 2015. – №3 (72). – С. 62–67 – Библиогр.: с. 67. – ISSN 2074-0603.
7. Lighthill M.J. On Sound Generated Aerodynamically I. General Theory / M.J. Lighthill // Proc. R. Soc. Lond. A 211, 1952. – pp. 564–587.

Стаття надійшла до редакції 15.06.2017.

Кисляк Михайло Іванович – аспірант кафедри авіаційних двигунів, НАУ, м. Київ пр-т Комарова 1.

M. I. KISLYAK

COMPARISON OF FRICTION EFFECTS IN THE ENVIRONMENT WITH USING ALGORITHM, WHICH IS BASED ON THE EQUATIONS OF PRESSURE OR DENSITY AT STUDY OF TURBOFAN MODEL

Using mathematical models for describing of characteristics of engine noise requires careful selection of the methods, what used during the modeling. That's why it is necessary to compare and find those equations that make the best describing of flow parameters such as friction medium impact on the character of the flow, to ensure the adequacy of the data. This work compares two methods that are based on the equations of pressure and density equations that may describe a great variety of tasks in modified state

Keywords: turbo fan, motor, mathematical modeling, noise.

References

1. Khaletsky Y.D. ICAO: a new standard for the noise of civil aviation aircraft [Text] / Y.D. Khaletsky // The engine. Scientific and technical journal. 2014. – No. 2 (92) – pp. 8– 11.
2. Khaletsky, Y.D. Environmental problems of aviation [Text] / Y.D. Khaletsky. – M.: TORUS PRESS, 2010. – 504 p.
3. Yudin E. Struggle against noise in production [Text] / E.Y. Yudin, L.A. Borisov, I.V. Gorenstein et al. - M.: Mechanical Engineering, 1985 – 400 p.
4. Documentation for ANSYS ICEM CFD 14.0 [Electronic resource] / ANSYS Inc. - 2011.- Access mode: http://www.academia.edu/3196227/ANSYS_ICEM_CFD_14_Tutorial_Manual
5. Schlichting G. The theory of the boundary layer / G. Schlichting; Translation G.A. Volper, ed. L.G. Loytsiansky. Publishing house "Science", M, 1974. – 743 p.
6. Kislyak M.I., " Determination of rational model of turbulence for fan characterize the degree of axial compressor gas turbine engine using ANSYS software complex"/ Mi-trakhovych M.M., Kislyak M.I., Komarov V.V., / / Tehnologicheskie sistemy. – 2015. – №3 (72). – S. 62–67 – Bibliogr.: s. 67. – ISSN 2074-0603.
7. Lighthill M.J. On Sound Generated Aerodynamically I. General Theory / M.J. Lighthill // Proc. R. Soc. Lond. A 211, 1952. – pp. 564–587.