

АВІАЦІЙНА ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 534.83:629.735.33

Усенко В.Ю.

ДП «Антонов»

Мітрахович М.М.

Національний авіаційний університет

Дорошенко К.В.

Національний авіаційний університет

ВИБІР МОДЕЛІ ТУРБУЛЕНТНОЇ В'ЯЗКОСТІ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ШУМУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Представлені результати чисельного моделювання шуму гвинтовентилятора. В роботі наведено обґрунтування вибору моделі турбулентної в'язкості для моделювання шуму співвісного гвинтовентилятора двигуна типу Д-27. Показано, що для досліджень акустичних характеристик гвинтовентилятора двигуна типу Д-27 доцільно використовувати моделі турбулентної в'язкості SST і SST Gamma Theta Transitional Model. Результати чисельного моделювання показали, що вихрова завіса, викликана квадрупольним джерелом шуму, за першим рядом гвинта є джерелом вихрового шуму. Аеродинамічний слід за першим рядом гвинта викликає колову і радіальну нерівномірність на вході до другого ряду гвинта.

Ключові слова: гвинтовентилятор, повітряний гвинт, акустична емісія, чисельне моделювання, модель турбулентної в'язкості.

Постановка проблеми. Силова установка з гвинтовентиляторним двигуном має співвісний повітряний гвинт із шаблеподібними лопатями. Такі силові установки мають високу економічність, однак рівень шуму таких двигунів є досить високим.

Нині літак Ан-70, оснащений маршовою силовою установкою з гвинтовентиляторними двигунами та співвісними повітряними гвинтами, за результатами випробувань [1, с. 9–11; с. 24–26; с. 39–41; с. 76–78], не відповідає вимогам ІКАО [2, с. 91]. Крім того, однією з цілей ACARE є зниження акустичної емісії від літаків до 2050 р. на 65% порівняно з рівнем шуму літаків 2000 р. [3].

Одним з основних джерел шуму літака Ан-70 на зльоті та під час заходу на посадку є акустичне випромінювання повітряного гвинта силової установки.

Шум повітряного гвинта має складну структуру. На фоні періодичного силового впливу лопатей гвинта на навколишнє середовище (шуму обертання) з лопатей гвинта за всією довжиною відбувається зрив потоку, внаслідок чого за лопатями утворюється вихровий аеродинамічний слід, що є джерелом вихрового шуму. Повітряний гвинт силової установки з гвинтовентиляторним

двигуном має два ряди гвинта, що обертаються в різні боки. Під час роботи співвісного гвинта лопаті заднього ряду знаходяться у вихровому полі переднього ряду гвинта, через що в момент перекриття лопатей переднього і заднього рядів гвинта відбувається додаткове випромінювання звуку. Шум у цьому разі є нестационарним і періодичним [4, с. 147].

Таким чином, дослідження акустичних характеристик і зниження акустичної емісії співвісного повітряного гвинта є актуальною проблемою, визначеною практикою експлуатації літаків.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Дослідження впливу різних чинників дозволяє більш детально вивчити генерацію шуму в повітряних гвинтах. У роботі [5] досліджується механізм генерації акустичного шуму під час обертання восьмилопатевого повітряного гвинта з урахуванням вхідної нерівномірності потоку.

У науковій праці [6–9] представлені результати експериментальних досліджень акустичного випромінювання силових установок із повітряними гвинтами.

У дослідженні [6] узагальнено експериментальні дані щодо спрямованості акустичного

випромінювання поршневих силових установок, що застосовуються на літальних апаратах. Отримано чинники спрямованості сумарного акустичного випромінювання силової установки й окремих його складників, які можуть використовуватися для розрахунку шуму, створюваного на місцевості легкими літаками і малорозмірними безпілотними літальними апаратами.

У роботі [7] представлені результати розрахунково-експериментального дослідження впливу кількості лопатей і діаметра на шум повітряного гвинта, що працює за чисел Рейнольдса понад 10^6 . Показано, що збільшення кількості лопатей за умови збереження геометричної й аеродинамічної подібності гвинтів, а також сталість числа Маха колової швидкості призводять до істотного зниження шуму від аеродинамічного навантаження. Шум витіснення і широкосмуговий шум збільшуються незначно.

У роботі [8] подано основні результати експериментального дослідження акустичних характеристик силової установки літака Ан-2 за статичних умов. Отримано енергетичні, просторові та спектральні характеристики акустичного випромінювання силової установки. Авторами встановлено, що основна частка енергії акустичного випромінювання силової установки зосереджена в межах низьких частот (16–100 Гц). У цьому діапазоні частот максимальна спектральна густина відповідає випромінюванню на частотах, кратних частоті проходження лопатей гвинта, а також частотам, кратним частоті проходження спалахів у циліндрах двигуна. Джерелами низькочастотної (до 500 Гц) складової частини широкосмугового випромінювання є гвинт і двигун. Домінуючим джерелом широкосмугової високочастотної складової частини є вихрова завіса за гвинтом. Частка високочастотного широкосмугового акустичного випромінювання (1000–5000 Гц) в загальній акустичній потужності силової установки не перевищує 1%.

У роботі [9] запропоновані результати експериментального дослідження акустичних характеристик легкого гвинтового літака типу Як-18Т за статичних умов. Наведено просторово-часові, спектральні й енергетичні характеристики акустичного випромінювання силової установки. Результати проведених досліджень дозволили виявити новий механізм генерації дозвучуваним повітряним гвинтом акустичного випромінювання імпульсного типу. Авторами встановлено, що акустична потужність силової установки визначається потужністю сумарного акустичного випромінювання повітряного гвинта і двигуна.

Важливим завданням у вирішенні проблеми зниження шуму повітряних гвинтів є вибір методів прогнозування акустичних характеристик. У роботах [10–11] представлені напівемпіричні моделі для розрахунку акустичного випромінювання повітряного гвинта.

У дослідженні [10] запропонована напівемпірична модель для оцінки рівнів шуму, що створюються авіаційними поршневыми силовими установками в дальньому акустичному полі, яка враховує основні джерела шуму. Результати розрахунків, отриманих за допомогою використання напівемпіричної моделі, добре узгоджуються з результатами експериментальних досліджень.

У роботі [11] запропонований напівемпіричний метод оцінки шуму повітряного гвинта на основі аналогії Лайтхілла. Проведене порівняння розрахункових і експериментальних даних за потужністю акустичного випромінювання й октавними спектрами показало гарне узгодження.

Найбільш повну картину генерації шуму в джерелі та в дальньому полі дозволяє отримати використання чисельного моделювання. У роботах [12–13] представлені результати дослідження акустичних характеристик за допомогою чисельного моделювання.

Праця [12] представляє результати чисельного дослідження обтікання повітряного гвинта. Отримано аеродинамічні й акустичні характеристики. Крім того, наведено ряд рекомендацій, що дозволяють поліпшити його акустичні характеристики.

У дослідженні [13] запропоновані перші результати перевірки чисельного моделювання з використанням експериментальних даних випробувань для гвинтовентилятора двигуна типу «Open Rotor», що генеруються в ході випробувань аеродинамічної труби під керівництвом Airbus.

Постановка завдання. Для проведення досліджень щодо заходів зниження акустичної емісії необхідно вивчити механізм генерації шуму співвісними повітряними гвинтами авіаційної силової установки з гвинтовентиляторним двигуном.

З цією метою може використовуватися фізичний експеримент або, на перших етапах дослідження, методи чисельного моделювання. Обчислювальний експеримент дає можливість досліджувати генерацію шуму за різних умов за короткий проміжок часу. Однак кожен обчислювальний експеримент вимагає попереднього налаштування, вибору моделі турбулентності для замикання рівнянь Нав'є – Стокса.

У роботі ставиться завдання обґрунтування вибору моделі турбулентної в'язкості для моде-

лювання шуму співвісного повітряного гвинта авіаційної силової установки з гвинтовентиляторним двигуном.

Виклад основного матеріалу дослідження.

Результати моделювання шуму співвісного повітряного гвинта. Чисельний експеримент передбачає кілька кроків:

- створення геометричної моделі (твердотільної моделі);
 - створення розрахункової сітки;
 - визначення початкових і граничних умов;
 - чисельне вирішення задачі;
 - візуалізацію результатів розрахунку;
- аналіз отриманих результатів розрахунку.

Для проведення дослідження акустичних характеристик співвісного повітряного гвинта використовувалася блокова розрахункова сітка змішаної топології, що складається з ≈ 20 млн комірок. Для гвинта використовувалася дрібна адаптивна неструктурована сітка. Розрахунок течії виконувався за допомогою осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є – Стокса.

З метою врахування явищ взаємодії лопатей гвинта умова періодичності не використовувалася.

Достовірність отриманих результатів забезпечувалася використанням апробованих методів розрахунку й оцінювалася узгодженням результатів розрахунку з даними експериментальних досліджень [1, с. 9–11; с. 24–26; с. 3941; с. 76–78].

Об'єктом дослідження виступає співвісний гвинт гвинтовентиляторного двигуна типу Д-27, що складається з двох рядів гвинта, діаметром 4 500 мм, які обертаються в різні боки. Перший ряд гвинта має 8 лопатей, другий – 6, відстань між гвинтами – 950 мм. На рис. 1 представлена твердотільна модель співвісного гвинта, що досліджується.

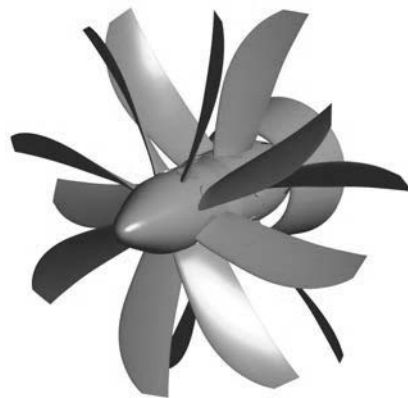


Рис. 1. Твердотільна модель співвісного гвинта

У цій роботі представлені результати серії розрахунків із трьома моделями турбулентної в'язкості: $k-\omega$, SST і моделлю SST Gamma Theta Transitional Model. Модель турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional Model має додаткові рівняння, що більш коректно моделюють перехід від ядра потоку до прикордонного шару.

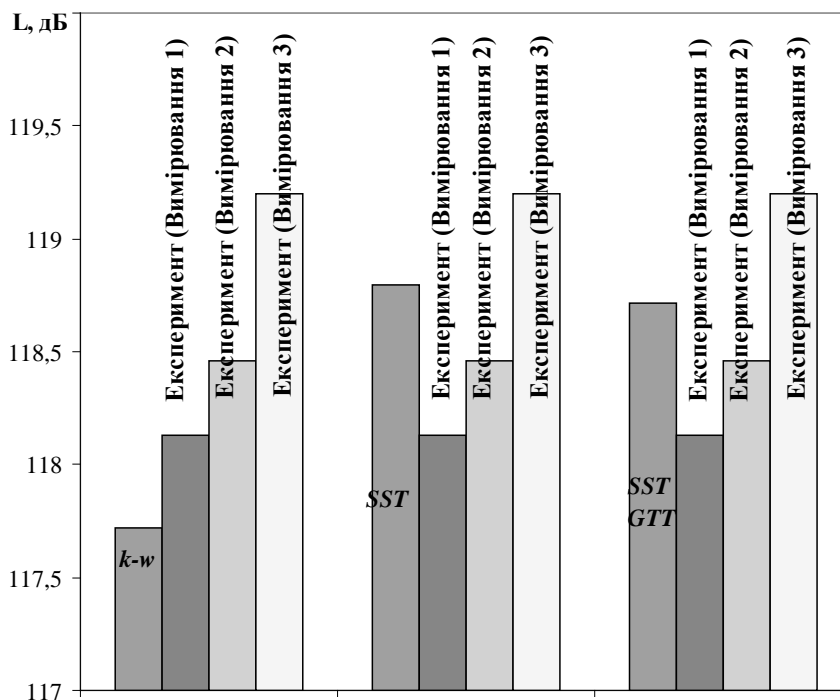


Рис. 2. Порівняння результатів розрахунку з різними моделями турбулентної в'язкості й експериментальними даними

Для моделювання течії обрано розрахункову схему другого порядку з локальним використанням розрахункової схеми першого порядку. Розрахунок проводився в стендових умовах за частоти обертання обох рядів гвинта 850 об/хв.

Рівень акустичного тиску розраховувався за формулою [4, с. 11]:

$$L=20 \cdot \lg(P/P_0),$$

де P – звуковий тиск, $P_0=2 \cdot 10^{-5}$ Па – величина порогового звукового тиску.

У роботі проводяться розрахунки рівня звукового тиску для кута спрямованості акустичного випромінювання 130° . Згідно з експериментальними даними за цього кута спостерігається найбільший рівень звукового тиску [14, с. 377].

На рис. 2 представлена гістограма порівняння результатів розрахунку з різними моделями турбулентної в'язкості й експериментальними даними.

На рис. 2 представлені результати експериментальних даних, отриманих для трьох вимірів експериментальних випробувань, і результатів чисельного моделювання за замикання системи рівнянь Нав'є – Стокса різними моделями турбулентної в'язкості ($k-\omega$, SST і SST Gamma Theta Transitional Model (на рис. 2 – SST GTT)).

Різниця в значеннях рівня звукового тиску натурних випробувань і розрахунку така:

для варіанта розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості $k-\omega$ відмінність складає 0,41 дБ для першого вимірювання, 0,74 дБ – для другого, 1,48 дБ – для третього вимірювання натурних випробувань;

для варіанта розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості SST – 0,67 дБ для першого вимірювання, 0,34 дБ – для другого, 0,4 дБ – для третього вимірювання натурних випробувань;

для варіанта розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional Model – 0,58 дБ для першого вимірювання, 0,25 дБ для – другого, 0,49 дБ – для третього вимірювання натурних випробувань.

Таким чином, можливо стверджувати, що моделі турбулентної в'язкості SST і SST Gamma Theta Transitional Model можуть бути використані для подальших досліджень.

Для вирішення проблеми зниження шуму необхідно вивчити механізм генерування шуму в досліджуваному об'єкті. Відповідно до рівняння Фокс Вільямса – Хоукінгса джерелами звуку виступають монополь, диполь і квадруполь. Монополь характеризується шумом витіснення, диполь – аеродинамічними навантаженнями лопатей гвинта. Монопольне та дипольне джерело генерують дискретну складову частину

акустичного випромінювання гвинта. Квадруполь викликаний вихровим обтіканням гвинта і є широкосмуговою складовою частиною акустичного випромінювання співвісного гвинта.

Квадрупольне джерело шуму робить значний внесок у загальний рівень шуму гвинта. На рис. 3 представлена візуалізація квадрупольного джерела шуму першого ряду гвинта для варіанту розрахунку з моделлю турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional Model.

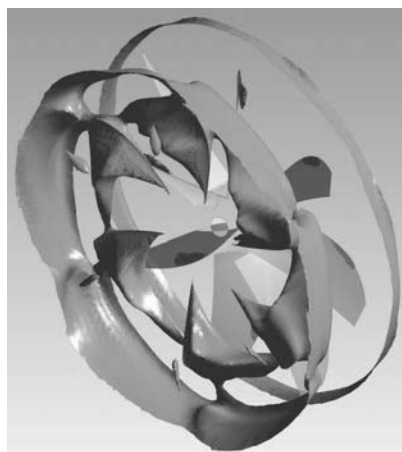


Рис. 3. Квадрупольне джерело акустичного випромінювання першого ряду гвинта

Візуалізація квадрупольного джерела шуму показує, що за першим рядом гвинта утворюється масштабна вихрова завеса, яка, по-перше, є джерелом вихрового шуму і, по-друге, викликає колову і радіальну нерівномірність на вході в другий ряд гвинта (рис. 4).

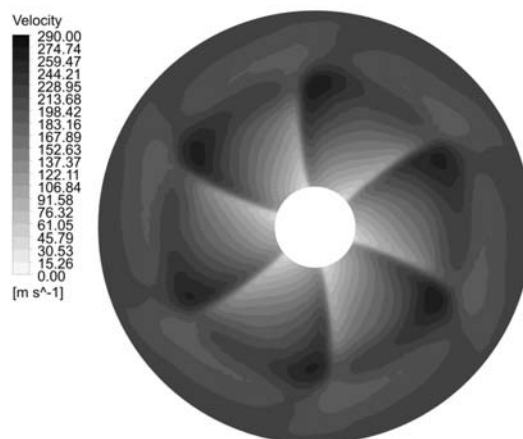


Рис. 4. Поле швидкостей на вході в другий ряд гвинта

Нааявність нерівномірності на вході перед другим рядом гвинта створює додаткове джерело шуму і призводить до зменшення коефіцієнта корисної дії гвинта.

Висновки.

У роботі обґрунтовано вибір моделі турбулентної в'язкості для моделювання шуму співвісним повітряним гвинтом авіаційної силової установки з гвинтовентиляторним двигуном.

Для подальших досліджень доцільно використовувати моделі турбулентної в'язкості SST і SST Gamma Theta Transitional Model. Однак меншу похибку розрахунків має модель турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional Model. Різниця в значеннях рівня звукового

тиску натурних випробувань і розрахунку складає 0,25...0,67 дБ.

Результати чисельного моделювання показали, що вихрова завеса, викликана квадрупольним джерелом шуму, за першим рядом гвинта є джерелом вихрового шуму і викликає колову і радіальну нерівномірність на вході в другий ряд гвинта.

Для зменшення акустичної емісії співвісних повітряних гвинтів доцільно впливати на квадрупольне джерело шуму, що є завданням подальших досліджень.

Список літератури:

1. Приложение к техническому отчету № 70.00.252.837. Д15-2002. Самолет Ан-70. Наземные испытания по исследованию акустических характеристик винтовентилятора СВ-27 в самолётной компоновке Ан-70 при изменении зазора между плоскостями переднего и заднего винтов. Киев: АНТК им. О.К. Антонова, 2002. 96 с.
2. Приложение 16. Охрана окружающей среды. Т. I. Авиационный шум. Монреаль: Международная организация гражданской авиации, 2017. 264 с.
3. Protecting the environment and the energy supply. URL: <https://www.acare4europe.org/sria/flightpath-2050-goals/protecting-environment-and-energy-supply-0>.
4. Мунин А.Г., Квитка В.Е. Авиационная акустика. М.: Машиностроение, 1973. 448 с.
5. Yang Y., Zhou T., Sciacchitano A., Veldhuis L., Eitelberg G. Propeller and inflow vortex interaction: vortex response and impact on the propeller performance. *CEAS Aeronautical Journal*. 2016. V. 7, № 3. P. 419–428. doi: 10.1007/s13272-016-0198-z.
6. Мошков П.А. О направленности акустического излучения винтомоторных силовых установок. *Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета*. 2017. Т. 21, № 1 (75). С. 118–127.
7. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Оценка влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2016. Т. 15, № 3. С. 25–34. doi: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34. URL: <http://journals.ssau.ru/index.php/vestnik/article/viewFile/3106/3018>.
8. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Экспериментальное исследование акустических характеристик силовой установки самолета «Ан-2» в статических условиях. *Труды МАИ*. 2015. № 82. С. 1–25. URL: https://mai.ru/upload/iblock/3cb/samokhin_moshkov_rus.pdf.
9. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики легкого винтового самолета с двигателем внутреннего сгорания. *Труды МАИ*. 2012. № 57. С. 1–12. URL: <http://www.trudymai.ru/upload/iblock/8dd/akusticheskie-kharakteristiki-legkogo-vintovogo-samoleta-s-dvigatelem-vnutrennego-sgoraniya.pdf>.
10. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Integral Model of Noise of an Engine-Propeller Power Plant. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2018. V. 91, № 2. P. 332–338. doi: 10.1007/s10891-018-1753-8.
11. Samokhin V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2012. V. 85, № 5. P. 1157–1166. doi: 10.1007/s10891-012-0758-y.
12. Yang L., Huang J., Yi M., Zhang Ch., Xiao Q. A numerical study of the effects of design parameters on the acoustics noise of a high efficiency propeller. *Acoustical Physics*. 2017. V. 63, № 6. P. 699–710. doi: 10.1134/S1063771017060033.
13. Stürmer A., Akkermans R.A.D. Multidisciplinary analysis of CROR propulsion systems: DLR activities in the JTI SFWA project. *CEAS Aeronautical Journal*. 2014. V. 5, № 3. P. 265–277. doi: 10.1007/s13272-014-0105-4.
14. Александров В.Л. Воздушные винты. М.: Гос. издательство оборонной промышленности, 1951. 447 с.

ВЫБОР МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОЙ ВЯЗКОСТИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ШУМА ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Представлены результаты численного моделирования шума винтовентилятора. В работе приведено обоснование выбора модели турбулентной вязкости для моделирования шума соосного винтовентилятора двигателя типа Д-27. Показано, что для исследований акустических характеристик винтовентилятора двигателя типа Д-27 целесообразно использовать модели турбулентной вязкости SST и SST Gamma Theta Transitional Model. Результаты численного моделирования показали, что вихревая пелена, вызванная квадрупольным источником шума, за первым рядом винта является источником вихревого шума. Аэродинамический след за первым рядом винта вызывает окружную и радиальную неравномерность на входе во второй ряд винта.

Ключевые слова: винтовентилятор, воздушный винт, акустическая эмиссия, численное моделирование, модель турбулентной вязкости.

**THE SELECTION OF TURBULENT VISCOSITY MODEL
FOR MODELING PROPELLER FAN NOISE**

The study presents the results of computational simulation of noise in the propfan. The study provides rationale for selection of a model of turbulent viscosity for simulating noise from the propfan of D-27 engine. It is shown that for studying acoustic properties of D-27 engine propfan it is advisable to use the SST and SST Gamma Theta Transitional Model turbulent viscosity models. The results of computational simulation show that the vortex sheet caused by a quadrupolar noise source behind the first propeller is a source of vortex noise. The aerodynamic wake behind the first propeller invokes circumferential and radial distortion at the inlet to the second propeller.

Key words: *propfan, propeller, acoustic emission, computational simulation, turbulent viscosity model.*