

УДК 629.7.035.(045)

DOI: [https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.\(29\).71-76](https://doi.org/1034169/2414-0651.2021.(29).71-76)**О. В. ДЕНІСЮК**<https://orcid.org/0000-0001-7516-7399>

(ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя)

М. М. МІТРАХОВИЧ, доктор технічних наук,
професор<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>(Центральний науково-дослідний інститут
озброєння та військової техніки Збройних сил
України, м. Київ)**О. В. ЖОРНИК**<https://orcid.org/0000-0002-0609-6264>

(ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя)

УДОСКОНАЛЕННЯ АКУСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СПІВВІСНИХ ПОВІТРЯНИХ ГВИНТІВ ШЛЯХОМ ЗМЕНШЕННЯ ІНТЕНСИВНОСТІ КІНЦЕВОГО ВИХОРУ ЛОПАТІ

У статті показано можливі шляхи зниження рівня акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора. Проведено аналіз вимог до шуму для літаків з турбогвинтовентиляторними двигунами. Представлені результати попередніх досліджень щодо впливу основних факторів на рівень акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора. Розглянуто заходи щодо поліпшення акустичних характеристик гвинтовентилятора шляхом встановлення на торцях лопатей першого ряду вінглетів та шевронів для зменшення рівня шуму, що створюється кінцевими вихорами.

Ключові слова: акустичні характеристики, співвісний гвинтовентилятор, шеврон, вінглет, акустичний тиск, рівень акустичного тиску.

ВСТУП

Розробка заходів та способів щодо покращення акустичних характеристик літальних апаратів (ЛА), у тому числі з гвинтовими рушіями, є актуальним напрямом розвитку авіаційної науки. Прийняття першого видання стандарту ІКАО щодо регламентації гранично-допустимих рівнів шуму літака в трьох контрольних точках [1] вимагає проведення акустичної сертифікації літаків, що експлуатуються на міжнародних авіалініях.

Літаки фірми Антонов завжди славились своєю унікальністю, надійністю та високою якістю. Особливе місце в ряду літаків цього конструкторського бюро займає військово-транспортний, середньо магістральний вантажний і конвертований вантажопасажирський літак короткого зльоту і посадки Ан-70. Важливою особливістю літака Ан-70 є високі експлуатаційні характеристики, в першу чергу, економічність, можливість злітати і здійснювати посадку на не підготовлені, у тому числі, ґрунтові аеродроми. На даний час це єдиний в світі літак з силовою установкою, що має в своєму складі чотири турбогвинтовентиляторних двигуни (ТГВД) Д-27 розробки ДП «Івченко-Прогрес».

В умовах конкуренції на ринку авіаційної техніки поряд з високою економічністю авіаційних двигунів виступає вимога до відповідності існуючим і перспективним вимогам щодо рівня шуму, що визначено в додатку 16 до Конвенції міжнародної цивільної авіації [1]. Крім того, однією з цілей ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe) до перспективних літаків є зниження акустичної емісії до 2050 року на 65 % в порівнянні з рівнем шуму літаків 2000 року [2].

ТГВД має суттєву перевагу щодо економічності в порівнянні з іншими видами двигунів. Разом з тим, ТГВД має і недоліки, у тому числі підвищений рівень шуму в салоні і на місцевості. Основним джерелом акустичної емісії силової установки з ТГВД є гвинтовентилятор. У зв'язку з введенням з 2018 року в дію вимог щодо шуму літаків, що визначені в Главі 14 тому 1 стандарту ІКАО [1] рівні шуму, що оцінюються за трьома контрольними точками на місцевості літака типу Ан-70 з максимальною зльотною масою 132 т і максимальною посадковою масою 114 т, перевищують вимоги 14 Глави тому 1 стандарту ІКАО [3].

Саме тому дослідження основних напрямів підвищення акустичної досконалості повітряного співвісного гвинтовентилятора ТГВД є актуальною задачею.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

У роботах [4 – 7] показано, що основними факторами, що впливають на рівень акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора, є:

- осьовий зазор між рядами гвинтовентилятора;
- співвідношення діаметрів гвинтів рядів гвинтовентилятора;
- співвідношення частот обертання рядів гвинтовентилятора;
- кількість лопатей першого і другого рядів гвинтовентилятора.

За результатами зазначених досліджень з'ясовано, що:

1. Рівень звукового тиску, що генерує другий ряд співвісного гвинтовентилятора вище, ніж рівень звукового тиску, що генерує перший ряд гвинтовентилятора. Однією з причин цього явища є колова та радіальна нерівномірність на вході в другий ряд гвинта, що створює аеродинамічний слід за першим рядом гвинтовентилятора.

2. Дослідження інтенсивності і спрямованості акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора показали, що нерівномірність потоку на вході в другий ряд гвинтовентилятора є додатковим джерелом акустичного випромінювання в задню пів сферу. При збільшенні осьового зазору між рядами гвинтовентилятора на 300 мм у задній пів сфері сумарна акустична потужність зменшується на 2,5...4,6 дБ.

3. Встановлено, що зменшення діаметру другого ряду гвинтовентилятора впливає на інтенсивність акустичного випромінювання першого і другого рядів гвинтовентилятора.

4. Зменшення периферійного діаметру другого ряду гвинтовентилятора від 5 до 25 % для першої роторної гармоніки приводить до зменшення рівня акустичного тиску від 2,7 до 4,33 дБ першого ряду і від 0,63 до 4,3 дБ другого ряду гвинтовентилятора. Сумарний рівень акустичного тиску зменшується від 1,2 до 4,15 дБ.

5. Показано, що збільшення частоти обертання другого ряду гвинтовентилятора призводить до збільшення сумарного рівня акустичного тиску. При зменшенні частоти обертання другого ряду гвинтовентилятора досягнутий ефект покращення акустичної емісії другого ряду гвинтовентилятора (від 1,9...6,6 дБ) практично повністю нівелюється компенсацією збільшення акустичної емісії першого ряду

гвинтовентилятора, де відбувається збільшення рівня акустичного тиску на 2,1...5,4 дБ. В результаті чого, сумарний рівень акустичного тиску співвісного гвинтовентилятора зменшується на 0,2...0,6 дБ. При чому найбільша ефективність спостерігається при збільшенні потужності першого ряду на 10 % в порівнянні з базовим варіантом.

6. Результати дослідження зміни рівня акустичної емісії співвісних гвинтовентиляторів при збільшенні кількості лопатей першого і другого ряду свідчать про те, що розрахований модифікований варіант співвісного гвинтовентилятора, що має 12 лопатей першого ряду, 12 лопатей другого ряду, однакову частоту обертання рядів, відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D}=0,942$ дозволяє покращити акустичні характеристики гвинтовентилятора в ближньому полі на 4 дБ відносно базового варіанту, що в свою чергу впливає на шум силової установки і літака.

При цьому характеристики потужності гвинтовентилятора залишаються незмінними.

Разом з тим, впровадження запропонованих заходів щодо зменшення акустичного випромінювання співвісного гвинтовентилятора не є достатнім для вирішення в подальшому проблеми покращення акустичних характеристик силової установки з гвинтовентиляторним двигуном при підвищенні вимог щодо шуму.

Метою досліджень є розробка заходів щодо покращення акустичних характеристик співвісних гвинтів гвинтовентилятора авіаційної силової установки з турбогвинтовентиляторними двигунами шляхом встановлення винглетів і шевронів на кінцях лопатей першого ряду співвісного повітряного гвинта для зменшення рівня шуму, що створюють кінцеві вихори.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДОСЛІДЖЕННЯ

Для створення твердотільної моделі використовуються три види восьми- і шести лопатного співвісного повітряного гвинтовентилятора:

прототипу (базового співвісного гвинтовентилятора) (рис. 1);

співвісного гвинтовентилятора з шевронами на кінцях лопатей 1-го ряду (рис. 2);

співвісного гвинтовентилятора з вінглетами на кінцях лопатей 1-го ряду (рис. 3).

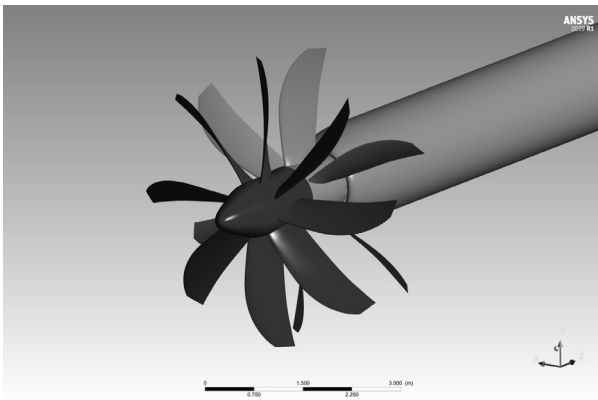


Рис. 1. Твердотільна модель прототипу (базового співвісного гвинтовентилятора)

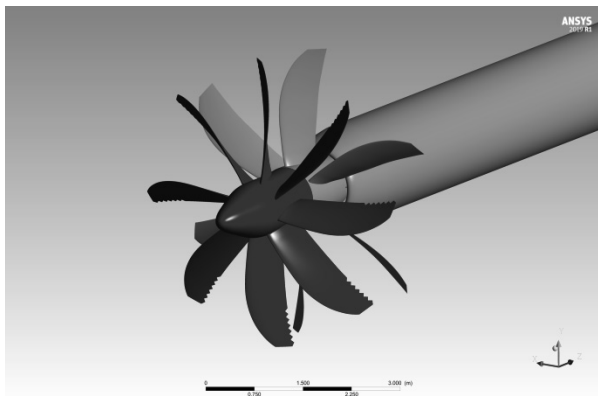


Рис. 2. Твердотільна модель співвісного гвинтовентилятора з шевронами на кінцях лопатей 1 ряду

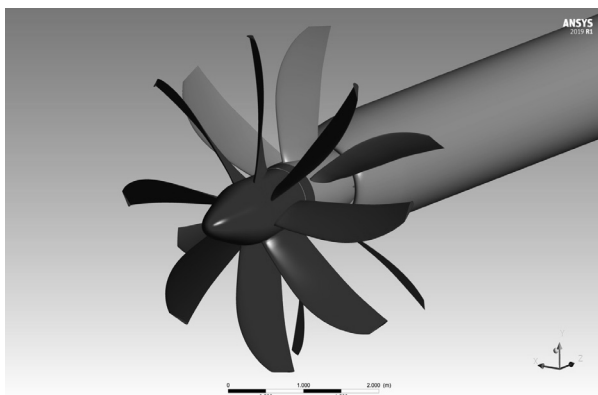


Рис. 3. Твердотільна модель співвісного гвинтовентилятора з вінглетами на кінцях лопатей 1 ряду

Дослідження проводиться на розрахунковому режимі при частоті обертання рядів гвинтовентилятора 850 об/хв.

Розрахункова зона є циліндром, що складається з двох частин, перша – зона гвинтовентилятора, друга – вхідного пристрою силової установки.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ

Розрахунок проводиться з використанням гібридної сітки (структурована, неструктурована рідкісна, неструктурована докладна). Розрахункова сітка складається з двох підобластей в зоні гвинтів: одна, що обертається, друга – нерухома. Структурована розрахункова сітка має тип 0 за всією довжиною проточної частини вхідного пристрою. Нерухома частина розрахункової зони складається з чарунок, кількістю понад 2 млн. Частина, що обертається (рис. 4, 5, 6) складається з чарунок кількістю понад 1,5 млн.

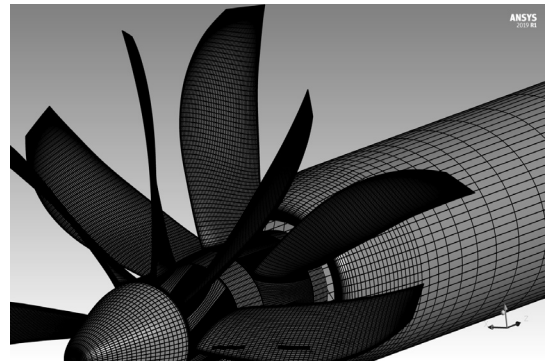


Рис. 4. Сітка кінцевих елементів для моделі прототипу

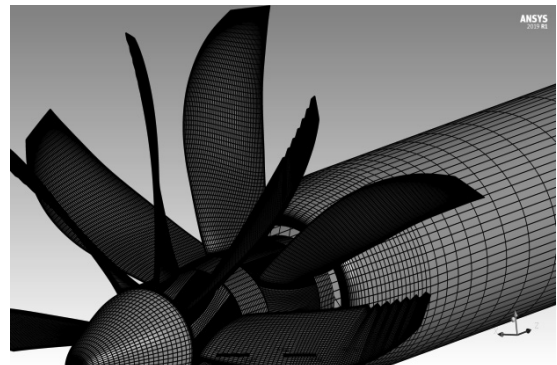


Рис. 5. Сітка кінцевих елементів для моделі з шевроном

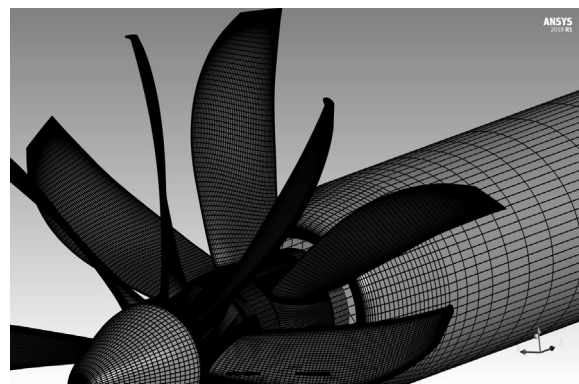


Рис. 6. Сітка кінцевих елементів для моделі з вінглетом

Дослідження впливу факторів, що забезпечують модифікацію лопатей, можливо проводити не тільки за допомогою експериментальних досліджень, а й з використанням чисельного моделювання (CFD) на основі рішення рівнянь Нав'є-Стокса і використання відповідних моделей турбулентної в'язкості для їх замикання. Розрахунки проводяться з використанням моделі турбулентності SST Gamma Theta Transitional Model [8, 9].

Робочим тілом є повітря, що стискається. Як критерій збіжності приймається умова досягнення максимальної нев'язки параметрів течії менш ніж 10^{-5} або відсутність великих осциляцій в значеннях вихідних параметрів. У розрахунку використовуються профілі перетинів лопатей гвинтовентилятора двигуна прототипу (базовий гвинтовентилятор).

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Для аналізу результатів математичного моделювання отримано векторне поле швидкостей біля кінців лопатей 1 ряду для варіантів, що розглядаються (рис. 7-9).

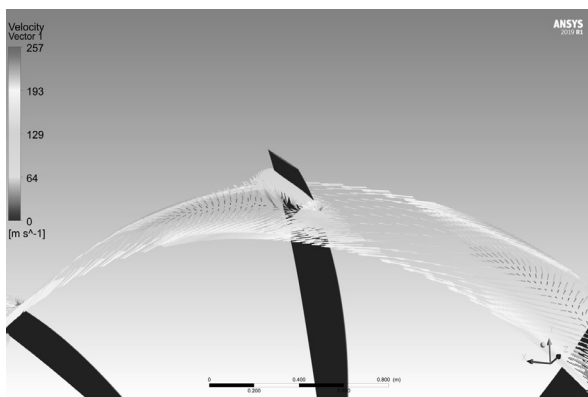


Рис. 7. Векторне поле швидкостей біля кінця лопатей 1 ряду моделі прототипу

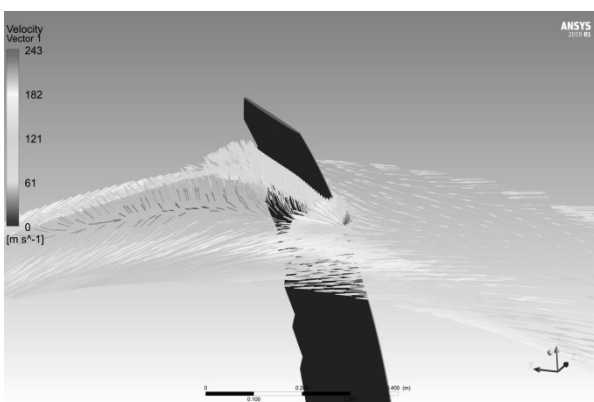


Рис. 8. Векторне поле швидкостей біля кінця лопатей 1 ряду моделі з шевроном

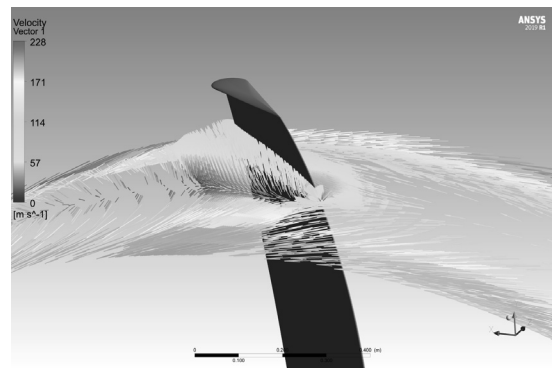


Рис. 9. Векторне поле швидкостей біля кінця лопатей 1 ряду моделі з шевроном

Більшість сучасних засобів математичного моделювання розраховують рівні звукового випромінювання повітряного гвинта шляхом визначення його аеродинамічних характеристик, структури потоку біля повітряного гвинта і рішення задачі розповсюдження хвилі.

За результатами розрахунку в середовищі ANSYS миттєвого звукового тиску p' , що є додатковим до атмосферного тиску і створений проходженням звукової хвилі за інтервал часу t , що розглядається, можливо розрахувати ефективний звуковий тиск \bar{p} . Він визначається як квадратний корінь із середньоквадратичного значення миттєвого звукового тиску в точці за інтервал часу відповідно до рівняння [10, 11]:

$$\bar{p} = \left[\frac{1}{t} \cdot \int_0^t p'^2(t) \cdot dt \right]^{0,5}.$$

Відомо [12], вухо людини або акустичний пристрій є чутливими до середньоквадратичного значення звукового тиску, саме тому введено показник рівня звукового тиску (SPL), що визначається залежністю:

$$SPL = 10 \cdot \lg \frac{\bar{p}^2}{p_0^2} = 20 \cdot \lg \frac{\bar{p}}{p_0}, \text{ дБ},$$

де $p_0 = 1 \cdot 10^{-5}$ Па – пороговий звуковий тиск.

За результатами розрахунку рівня звукового тиску для варіантів співвісного гвинтовентилятора (базового, з шевронами і вінглетами на кінцях лопатей 1 ряду), проведемо їх порівняльну оцінку.

На рис. 4 наведено зміни рівня звукового тиску для першого, другого рядів і співвісного гвинтовентилятора для базового, гвинтовентилятора з шевроном на кінці 1 ряду та гвинтовентилятора з вінглетом на кінці 1 ряду.

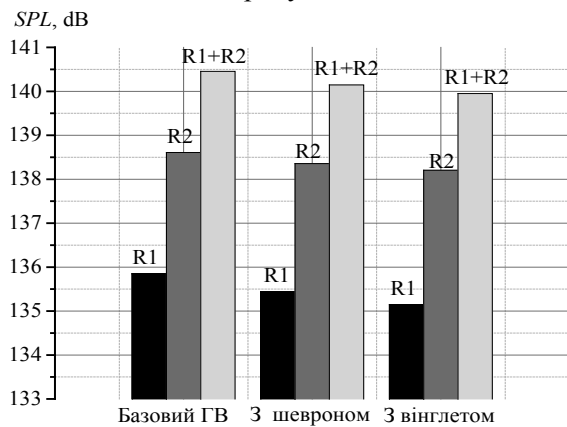


Рис. 4. Зміна рівня звукового тиску для першого ряду (R1), другого ряду (R2) і співвісного гвинтовентилятора (R1+R2) для базового, гвинтовентилятора з шевроном на кінці 1 ряду та гвинтовентилятора з вінглетом на кінці 1 ряду

ВИСНОВКИ

Порівняльний аналіз залежностей, що наведені на номограмі (рис. 4) показує, що застосування шевронів та вінглетів на кінцях лопатей першого ряду співвісного гвинтовентилятора зменшує рівень звукового тиску не тільки першого, а й другого ряду та як наслідок, зменшується сумарний рівень звукового тиску співвісного гвинтовентилятора.

Застосування вінглетів на кінцях лопатей 1 ряду співвісного гвинтовентилятора є більш ефективним ніж застосування шевронів, бо вінглети більш суттєво зменшують інтенсивність кінцевого вихору на лопатях 1-го ряду та зменшують вплив вихору 1-го ряду на 2-й ряд співвісного гвинтовентилятора.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Annex 16. Environmental protection. Vol. I. Aircraft noise. Montreal: SCAO. Eighth ed. 2017.
2. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation. Maintaining Global Leadership & Serving Society's Needs. Report of the High Level Group on Aviation Research. Luxembourg: Publications Office of the European Union. 2011.
3. Самолет Ан-70. Летные испытания по определению уровней шума, создаваемого самолетом на местности. АНТК им. О.К. Антонова. Тех. отчет № 70.703.002.Д1-04, 2005. 186 с.
4. Усенко В.Ю. Чисельне моделювання шуму гвинтовентилятора. Вісн. Інж. Акад. 2018. № 3. С. 45—48.
5. Усенко В.Ю. Шум повітряних гвинтів. Матер.

- XXVI Всеукраїнської практично-пізнавальної конф. "Наукова думка сучасності і майбутнього" (28-29 січня, м. Дніпро, Україна, 2019 р.). С. 3—5.
6. Усенко В.Ю., Дорошенко К.В. Оцінка акустичної емісії гвинтовентилятора при зменшенні діаметру другого ряду гвинтовентилятора. Вісн. Інж. Акад. 2018. № 4. С. 17—20.
7. Усенко В.Ю. Методика врахування акустичних втрат співвісного гвинтовентилятора в енергетичному балансі авіаційної силової установки : дис. ... канд. техн. наук : 05.05.03. Нац. авіаційний ун-т. Київ. 2019. 151 с.
8. Menter, F.R. (1993). Multiscale model for turbulent flows. 24th fluid dynamics conf. AIAA.
9. Menter, F., Kunitz, M. & Langtry, R. (2003). Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. J. Turbulence. Heat and Mass Transfer. Vol. 4. Pp. 625—632.
10. Lighthill, M.J. (1952). On sound generated aerodynamically. I. General theory. Roy. Soc. A 221. Pp. 564—87.
11. Marte, J.E. & Kurtz, D.W. A Review of Aerodynamic Noise From Propellers.
12. Rofors, and Liff Fans. NASA. (1970). Technical Report 32-7462. 58 p.

REFERENCES

1. Annex 16. Environmental protection. Vol. I. Aircraft noise. Montreal: SCAO. Eighth ed. 2017.
2. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation. Maintaining Global Leadership & Serving Society's Needs. Report of the High Level Group on Aviation Research. Luxembourg: Publications Office of the European Union. 2011.
3. "Samolet An-70. Letnye ispytania po opredeleniu urovnei shuma, sozdavaemogo samoletom na mestnosti. ANTK im. O.K. Antonova" [Aircraft An-70. Flight tests to determine the noise levels generated by the aircraft on the ground. SE "Antonov"], Teh. Otchet № 70.703.002.D1-04. 2005. 186 p.
4. Usenko, V.Yu. (2018). "Chyselne modeliuвання шуму gvintoventiliatora" [Numerical simulation of propeller noise], Visn. Inzhenernoi Akad. № 3. Pp. 45—48.
5. Usenko, V.Yu. (2019). "Shum povitrianyh gvintiv" [Noise of propellers], Mater. XXVI Vseukrainskoi praktichno-piznavalnoi konf. «Naukova dumka suchasnosti i maibutnogo» (28-29 sichnia, m. Dnipro, Ukraina, 2019). Pp. 3—5.
6. Usenko, V.Yu., Doroshenko, K.V. (2018). "Otsinka akustichnoi emisii gvintoventiliatora pri zmeshenni diametru drugogo riadu gvintoventiliatora" [Estimation of acoustic emission of the propeller at reduction of diameter of the second row of the propeller], Visn. Inzhenernoi Akad. № 4. Pp. 17—20.
7. Usenko, V.Yu. "Metodika vrahuvannya akustichnih vtrat spivvisnogo gvintoventiliatora v energetichnomu balansii aviatsiinoi silovoi ustanovki : dis ... kand. tehn. nauk : 05.05.03 / Nats. aviatsiinioi univ. K. 2019. 151 p.
8. Menter, F.R. (1993). Multiscale model for turbulent flows. 24th fluid dynamics conf. AIAA.

9. Menter, F., Kunitz, M. & Langtry, R. (2003). Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. *J. Turbulence. Heat and Mass Transfer*. Vol. 4. Pp. 625—632.
10. Lighthill, M.J. (1952). On sound generated aerodynamically. I. General theory. *Roy. Soc. A* 221. Pp. 564—87.
11. Marte, J.E. & Kurtz, D.W. A Review of Aerodynamic Noise From Propellers.
12. Rofors, and Liff Fans. NASA. (1970). Technical Report 32-7462. 58 p.

Denisyuk O., Mitrakhovych M., Zornik O.

**IMPROVING THE ACOUSTIC
CHARACTERISTICS OF COAXIAL PROPELLERS
BY REDUCING THE INTENSITY OF THE TOP
VORTEX OF THE BLADE**

The article shows possible ways to reduce the level of acoustic radiation of the coaxial propeller fan of a turboprop fan. The analysis of noise requirements for aircraft with turboprop-fan engines is carried out. The results of previous studies on the influence of the main factors on the level of acoustic radiation of a coaxial screw fan are presented. Measures to improve the acoustic characteristics of the coaxial propeller fan by installing winglets and chevrons at the ends of the blades of the first row of coaxial propeller fan to reduce the noise level generated by the final vortices are considered. Mathematical modeling is performed in the ANSYS environment based on the solution of Navies-Stokes equations using the turbulence model SST Gamma Theta Transitional Model. The results of mathematical modeling of the influence of chevrons and winglets mounted on the ends of the blades of the 1st row of the fan show the possibility of reducing the intensity of the final vortices of the blades and their acoustic radiation. The use of winglets on the ends of the blades of the 1st row of coaxial fan is more effective than the use of chevrons, because the winglets significantly reduce the intensity of the final vortex on the blades of the 1st row and reduce the impact of the 1st row vortex on the 2nd row of coaxial fan.

Keywords: *acoustic characteristics, coaxial fan, chevron, winglet, acoustic pressure, acoustic pressure level.*

Відомості про авторів:

Денісюк Олеся Валерійовна

провідний інженер
ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя,
Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7516-7399>
denisyukolesya@gmail.com

Information about the authors:

Olesya Denisyuk

Senior Engineer
SE «Ivchenko-Progress»,
Zaporozhye, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7516-7399>
denisyukolesya@gmail.com

Мітрахович Михайло Михайлович

доктор технічних наук
професор
провідний науковий співробітник науково-дослідного відділу патентно-ліцензійної, винахідницької та раціоналізаторської роботи в Збройних Силах України, Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних сил України
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>
e-mail: mmma777gmail.com

Mykhailo Mitrakhovych

Doctor of Technical Sciences
Professor
Leading researcher of the research department of patent licensing, invention and innovation work in the Armed Forces of Ukraine, Central Scientific Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7656-1371>
e-mail: mmma777gmail.com

Жорник Олег Володимирович

головний конструктор
ДП «Івченко-Прогрес», м. Запоріжжя,
Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0609-6264>
zhornikov@ivchenko-progress.com

Zhornik Oleg

Chief Designer
SE «Ivchenko-Progress»,
Zaporozhye, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0609-6264>
zhornikov@ivchenko-progress.com

Стаття надійшла до редколегії 15.01.2021.