

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО «ІВЧЕНКО-ПРОГРЕС»  
ДЕРЖАВНИЙ КОНЦЕРН «УКРОБОРОНПРОМ»**

**ЖОРНИК Олег Володимирович**

УДК 621.45:629.7.026.55 (043.5)



**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ  
ДОЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ  
СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ  
З ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ**

05.05.03 – двигуни та енергетичні установки

Автореферат  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Київ – 2022

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі авіаційних двигунів Національного авіаційного університету Міністерства освіти і науки України та на Державному підприємстві «Івченко-Прогрес», ДК «Укроборонпром».

**Науковий керівник:**

доктор технічних наук, доцент  
**Балалаєва Катерина Вікторівна**,  
Національний авіаційний університет,  
професор кафедри авіаційних двигунів

**Офіційні опоненти:**

доктор технічних наук, професор  
**Расстригін Олександр Олексійович**,  
головний науковий співробітник,  
Центральний науково-дослідний інститут  
озброєння та військової техніки Збройних сил  
України;

кандидат технічних наук  
**Усенко Вячеслав Юрійович**,  
головний конструктор силових установок і  
систем життєзабезпечення,  
Державне підприємство «Антонов»

Захист дисертації відбудеться «09»\_\_03\_\_2023 р. о 13 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05 Національного авіаційного університету за адресою: 03058, Україна, м. Київ, просп. Любомира Гузара, 1, корп. 1, ауд. 1.334

З дисертацією можна ознайомитись в науково-технічній бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03058, Україна, м. Київ, просп. Любомира Гузара, 1 та на сайті <http://asdoc.nau.edu.ua/golovne-menu/specz%D1%96al%D1%96zovan%D1%96-vchen%D1%96-radi-z-prisudzhennya-stupenya-doktora-nauk>

Автореферат розісланий « 06» \_\_\_\_ 02 \_\_\_\_ 2023 р.

Вчений секретар спеціалізованої  
вченої ради Д26.062.05,  
доктор технічних наук, професор

І. О. Ластівка

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** У світі відомі турбогвинтовентиляторні двигуни (ТГвВД) з кільцевою формою вхідного отвору для повітря, що розташовані безпосередньо за повітряним гвинтом.

Слід зазначити, що питома витрата палива авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) залежить, в тому числі, від втрат повного тиску повітря у вхідному пристрої (ВП). Тиск у зоні за гвинтом змінюється уздовж його діаметра. Причому біля основи повітряного гвинта через збурення, що вносяться корінною частиною лопатей, тиск найменшим, що є небажаним.

Недоліком такого ВП є те, що повітря подається в канал із зони, розташованої безпосередньо за корінною кромкою лопатей гвинтовентилятора. Втрати тиску повітря в каналі підведення повітря є причиною зниження економічності двигуна. Зниження втрат повного тиску у ВП перед компресором – одне з актуальних завдань, тому що вони призводять до збільшення питомої втрати палива, зниження питомої потужності, а нерівномірність потоку на вході в двигун є причиною нестійкої роботи компресора авіаційного ТГвВД.

Саме тому актуальним є створення науково-методичного апарату для вирішення задачі щодо підвищення ефективності дозвукового вхідного пристрою за рахунок зменшення втрат повного тиску шляхом вибору виду вхідного пристрою, його раціонального профілювання проточної частини із застосуванням сучасних програмних засобів математичного моделювання.

Отже, тема дисертаційної роботи «Підвищення ефективності дозвукового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном» є актуальною науковою задачею, що має практичне значення для розробників і виробників авіаційних силових установок.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.**

Подана робота є ініціативною і одночасно складовою частиною досліджень, що проводяться ДП «Івченко-Прогрес», ДП «Антонов» спільно з науковими установами Міністерства оборони України, Міністерства освіти і науки України та спрямовані на підвищення рівня ефективності СУ ЛА і пошук нових методів аеродинамічного вдосконалення їх вхідних пристроїв.

Робота відповідає головним напрямам Стратегії відродження вітчизняного авіабудування на період до 2030 року, що схвалено розпорядженням Кабінету Міністрів України від 8 липня 2020 року № 851-р та Державній цільовій науково-технічній програмі розвитку авіаційної промисловості на 2021–2030 роки, що затверджено постановою Кабінету Міністрів України № 951 від 1 вересня 2021 року.

Матеріали дисертаційних досліджень частково викладені в науково-дослідних роботах і технічних звітах, що виконувалися ДП «Івченко-Прогрес».

**Метою дисертаційної роботи** є створення науково-методичного апарату для вирішення задачі підвищення ефективності вхідних пристроїв

турбогвинтовентиляторних двигунів шляхом вибору раціональних значень геометричних параметрів та форми вхідного пристрою.

Задачі дослідження. Для досягнення мети роботи, що визначена, поставлені і вирішені наступні задачі:

1. Аналіз моделей і методів вирішення задач дослідження течії у співвісних гвинтовентиляторах і вхідних пристроях, вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості шляхом вирішення тестової задачі моделювання течії в гвинтовентиляторі та в кільцевому вхідному пристрої турбогвинтовентиляторного двигуна.

2. Розробка науково - обґрунтованих рекомендацій щодо визначення кількості та значення відносної довжини хорди силових стійок кільцевого вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

3. Удосконалення методики проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

4. Оцінка впливу співвісного гвинтовентилятора на ефективність ковшового вхідного пристрою силової установки.

**Науковим завданням** дисертаційного дослідження є усунення невідповідності між рівнем сучасних вимог до значень параметрів та характеристик вхідних пристроїв силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном та обмеженими можливостями існуючого науково-методичного апарату щодо отримання науково – обґрунтованих рекомендацій для підвищення ефективності вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

**Об'єктом досліджень** є вхідний пристрій авіаційної силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

**Предметом досліджень** є геометричні та аеродинамічні характеристики вхідного пристрою авіаційної силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

**Методи дослідження.** У роботі використовуються сучасні теоретичні та експериментальні методи дослідження: аналіз, синтез, математичне моделювання, метод скінчених елементів, методи побудови багатofакторної математичної моделі, методи оптимізації, методи статистичної обробки даних, прямі методи вимірювань аеродинамічних параметрів роботи силової установки прототипу під час льотних випробувань.

#### **Наукова новизна отриманих результатів:**

1. Вперше розроблено науково-методичний апарат для вирішення задачі підвищення ефективності вхідних пристроїв турбогвинтовентиляторних двигунів, що включає в себе:

науково – обґрунтовані рекомендації щодо визначення значень відносної довжини хорди і кількості силових стійок вхідного пристрою кільцевого типу турбогвинтовентиляторного двигуна;

удосконалену методику проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

2. Отримала подальший розвиток теорія теплових двигунів у напрямку розрахунку параметрів ковшових пристроїв силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

**Практичне значення отриманих результатів** полягає в можливості використання отриманих автором рекомендацій щодо параметрів вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна і розробленої удосконаленої методики проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з при проектуванні турбогвинтовентиляторних двигунів нового покоління або при модернізації існуючих турбогвинтовентиляторних двигунів, а саме:

- отримано науково-обґрунтовані рекомендації щодо кількості вхідних стійок кільцевого вхідного пристрою для турбогвинтовентиляторного двигуна. Встановлено, що зменшення кількості вхідних стійок приводить до збільшення коефіцієнту відновлення повного тиску. Так, при зменшенні кількості силових стійок в 2 рази ( з 8 до 4) може привести до зменшення рівня втрат у вхідному пристрою та покращить значення коефіцієнта відновлення повного тиску лише на 0,32 %, а з 8 до 3 – на 0,62 %;

- отримано науково-обґрунтовані рекомендації щодо значень відносної довжини хорди силової стійки вхідного пристрою на аеродинамічні характеристики вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна. Встановлено, що зменшення значень відносної довжини хорди силової стійки приводить до збільшення коефіцієнту відновлення повного тиску. Зменшення значень відносної хорди силової стійки на 10 % збільшує коефіцієнт відновлення повного тиску на 1,1 %, а зменшення хорди на 20 % – на 2,5 %.

Практичне значення отриманих результатів підтверджується Актом впровадження результатів, що одержані в дисертаційній роботі, на ДП «Івченка – Прогрес» та ДП «Антонов».

**Особистий внесок здобувача.** Основні положення теоретичних досліджень, розробка математичної моделі для розрахунково-експериментальних досліджень щодо впливу виду і варіантів раціонального профілювання та оптимізації геометричних параметрів елементів проточної частини вхідного пристрою на збурену течію в кільцевому і ковшовому каналі вхідного пристрою, обробка та аналіз результатів виконано в даній роботі особисто автором.

У наукових працях автора, що опубліковані у співавторстві, здобувачем: проведено чисельний експеримент з моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі і вхідному пристрої, проведено аналіз результатів (1-4, 7, 6, 10), досліджено удосконалення характеристик кільцевого вхідного пристрою авіаційної силової установки з гвинтовентилятором (2), розроблено методику проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном (4), проаналізовано результати (13).

**Апробація результатів.** Основні результати досліджень роботи доповідалися та обговорювалися на міжнародних конференціях: XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників (с.м.т. Лазурне), 6–11 вересня 2021 р.;

XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників, 5–10 вересня 2022р.; XXII Міжнародна науково-технічна конференція Асоціації спеціалістів промислової гідравліки і пневматики «Промислова гідравліка і пневматика», Київ, 17–18 листопада 2021 р., VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті», Київ, НАУ, 30 листопада 2021 р.; XXII Міжнародна науково-практична конференція здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки», Київ, НАУ, травень 2022 р.; X Всесвітній конгрес “Авіація в XXI столітті” – “Безпека в авіації та космічні технології”, 28–30 вересня 2022 р., Національний авіаційний університет, Київ та на засіданнях кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету в 2020, 2021 і 2022 роках.

**Достовірність отриманих наукових результатів роботи** забезпечується коректним застосуванням математичного апарату для вирішення поставлених задач та підтверджується добрим узгодженням результатів розрахункових досліджень з результатами льотних випробувань та досліджень інших авторів, що виконані за апробованими методиками.

**Публікації.** Основні результати дисертаційної роботи опубліковані: в 5 наукових статтях, опублікованих у журналах, що входять до переліку фахових видань України з технічних наук, у тому числі 4–категорії «Б» і 1 – Scopus, 8 тезах і матеріалах науково-технічних конференцій.

**Структура дисертації.** Дисертація складається зі вступу, 4-х розділів, висновків, переліку використаних джерел та 3-х додатків. Основний матеріал викладено на 143-х сторінках, 81-у рисунку, 7-и таблицях. Бібліографія містить 157 найменувань робіт на 18-и сторінках. Загальний обсяг дисертації становить 188 сторінок.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**У вступі** обґрунтовано актуальність теми дисертації, сформульовано мету і задачі дослідження, наведено дані про наукову новизну, практичну цінність та впровадження отриманих результатів, наведено дані про публікації та апробацію роботи.

**У першому розділі** проведено аналіз робочого процесу дозвукового вхідного пристрою, його основних параметрів та характеристик, аналіз впливу співвісного гвинтовентилятора на течію у вхідному пристрої, аналіз впливу форми вхідного пристрою на його аеродинамічні характеристики.

Показано, що розмір коефіцієнта відновлення повного тиску має значний вплив на питому витрату палива та тягу двигуна.

З’ясовано, що забезпечення потрібної витрати повітря при мінімальних втратах повного тиску і мінімальному зовнішньому опорі можливо при спрямуванні досліджень на пошук оптимальних їх схем, розробку методів регулювання в широкому діапазоні швидкостей, зниження рівня радіальної та

колової неоднорідності потоку на виході з вхідного пристрою на всіх режимах польоту, вирішення проблеми негативної інтерференції гвинтовентилятора (повітряного гвинта), вхідного пристрою та двигуна.

Попередні результати досліджень спільної роботи співвісного гвинтовентилятора і дозвукового вхідного пристрою показують, що удосконалення характеристик кільцевого вхідного пристрою, що працює за співвісним гвинтовентилятором, можливо за рахунок раціонального вибору геометричних параметрів (форми обичайки, розміру силових стійок, форми проточної частини та максимального відсунення гвинтовентилятора від обичайки) вхідного пристрою. Для вхідного пристрою, що працює за співвісним гвинтовентилятором, його удосконалення можливо також за рахунок вибору раціональної форми ковшового вхідного пристрою і відводу примежового шару перед входом до нього.

Однак дослідження щодо вибору раціональних значень геометричних параметрів вхідних стійок і форми вхідного пристрою з урахуванням впливу гвинтовентилятора на даний час не є достатніми.

**В другому розділі** викладено методику математичного моделювання течії в гвинтовентиляторі і дозвуковому вхідному пристрої.

У роботі проаналізовано основні переваги та складові чисельного експерименту при моделюванні течії у гвинтовентиляторі та вхідному пристрої турбогвинтовентиляторного двигуна. Важливим елементом чисельного експерименту при моделюванні течії у гвинтовентиляторі та вхідному пристрої є застосування адекватної моделі турбулентної в'язкості, яка замикає систему рівнянь Нав'є-Стокса.

Розроблено геометричну та сіткову модель співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою для проведення моделювання течії в них. Також подано початкові і граничні умови, які накладаються на досліджувану модель під час моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі з вхідним пристроєм турбогвинтовентиляторного двигуна.

Проведено тестову задачу моделювання течії у гвинтовентиляторі та у вхідному пристрої турбогвинтовентиляторного двигуна.

Об'єктом дослідження є кільцевий осьовий вхідний пристрій, перед яким розташований співвісний гвинтовентилятор, що має два ряди гвинтів: перший ряд налічує вісім лопатей, другий – шість (рис. 1) і є еквівалентним прототипу.

Досліджено 7 видів стандартних моделей турбулентної в'язкості, що найбільш повно описують явища при обтіканні гвинтовентилятора і вхідного пристрою:  $k-\omega$ , SST (Shear Stress Transport), SST Transitional №1 Fully Turbulence, SST Transitional №2 Specified Intermittence, SST Transitional №3 Gamma Model, SST Transitional №4 Gamma Theta Model, SST Transitional №5 Intermittency.

За результатами розрахунку на відповідному режимі з використанням обраних моделей турбулентної в'язкості отримано значення повного тиску перед і за вхідним пристроєм, для визначення коефіцієнта відновлення повного тиску в ньому та розрахунок тяги гвинтовентилятора.

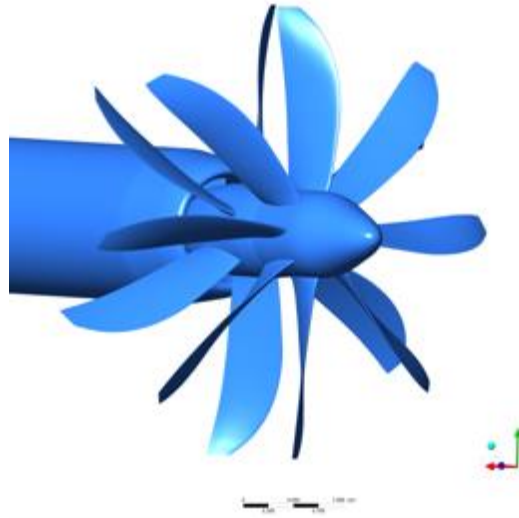


Рис. 1. Модель гвинтовентилятора з кільцевим вхідним пристроєм

Значення коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої та тяги гвинтовентилятора порівнюються з даними льотних випробувань силової установки прототипу.

Порівняння значень коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої, що отримано при визначених моделях турбулентної в'язкості з даними льотних випробувань наведені на рис. 2.

Порівняння значень тяги гвинтовентилятора, що отримано при визначених моделях турбулентної в'язкості з даними льотних випробувань, наведені на рисунку 3.

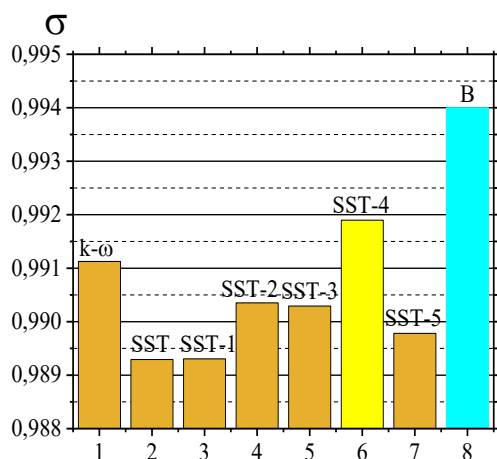


Рис. 2. Порівняння значень коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої, що отримано при чисельному експерименті з даними льотних випробувань

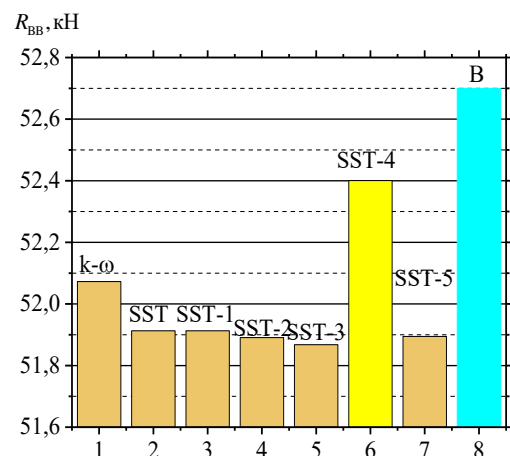


Рис. 3. Порівняння значень тяги гвинтовентилятора, що отримано при чисельному експерименті з даними льотних випробувань



Аналіз порівняння значень коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої і тяги гвинтовентилятора показав (див. рис. 2 і 3), що використання моделі SST Transitional №4 Gamma Theta Model дозволяє отримати найбільш наближене до результатів льотних випробувань значення коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої і тяги гвинтовентилятора. Відносна похибка результатів математичного моделювання не перевищує 1 % значень цих параметрів, що отримані на аналогічному режимі польоту при льотних випробуваннях силової установки прототипу.

У **третьому розділі** наведено рекомендації щодо удосконалення кільцевого вхідного пристрою авіаційної силової установки з співвісним гвинтовентилятором. Проведено верифікацію математичної моделі за результатами порівняння з даними льотних випробувань. Показано методику обробки результатів математичного моделювання. Для перевірки адекватності математичної моделі дозвукового кільцевого вхідного пристрою розглянуто його аеродинамічні характеристики на відповідному режимі польоту. Порівнявши отримані результати розрахунку основних параметрів потоку і характеристики вхідного пристрою для даного режиму польоту, що отримані в льотному експерименті, зроблено висновок про можливість застосування запропонованого методу аеродинамічного розрахунку течії в дозвуковому вхідному пристрої і розрахунку коефіцієнта відновлення повного тиску кільцевого вхідного пристрою з урахуванням впливу співвісного гвинтовентилятора. Показано, що математична модель дозволяє передбачити параметри течії в каналі з точністю від 0,4–0,5 %.

Для визначення впливу кількості силових стійок на аеродинамічні характеристики кільцевого вхідного пристрою проведено розрахунки на режимі польоту: висота польоту  $H = 9067$  м; число  $M_{\text{п}} = 0,593$ ; крейсерський режим роботи двигуна для наведених на рис. 4 варіантів кількості стійок.

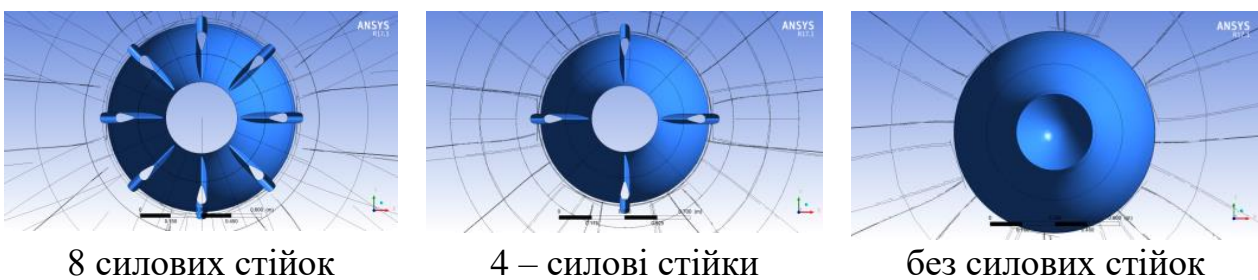


Рис. 4. Геометрична модель базового вхідного пристрою

За результатами математичного моделювання побудовано залежність коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою від кількості силових стійок для заданого режиму польоту (рис. 5).

Для використання даних результатів при виборі раціональної кількості силових стійок апроксимована залежність (рис. 5) поліномом другого ступеня.

$$\sigma = 0,9794 + 44,062 \cdot 10^{-5} \cdot n_c^2 - 60,628 \cdot 10^{-4} \cdot n_c. \quad (1)$$

Аналіз залежності (1) показує, наявність 8-и силових стійок, що встановлені в проточній частині вхідного пристрою, збільшує загальний рівень втрат коефіцієнту відновлення повного тиску становить 2,12 %. Зменшення кількості силових стійок в 2 рази ( з 8 до 4) може призвести до зменшення рівня втрат у вхідному пристрою та покращить значення коефіцієнта відновлення повного тиску лише на 0,32%, а з 8 до 3 – на 0,62 %.

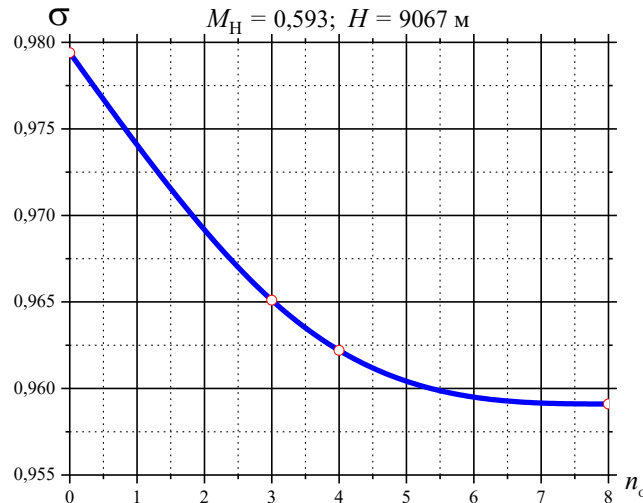


Рис. 5. Залежність коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою від кількості силових стійок для заданого режиму польоту

Для визначення впливу значення відносної довжини хорди силових стійок базового вхідного пристрою на аеродинамічні характеристики дозвукового вхідного пристрою проведено розрахунки на режимі польоту: висота польоту  $H = 9067$  м; число Маха  $M = 0,593$ ; крейсерський режим роботи двигуна для наведених нижче варіантів геометрії стійки (рис. 6).

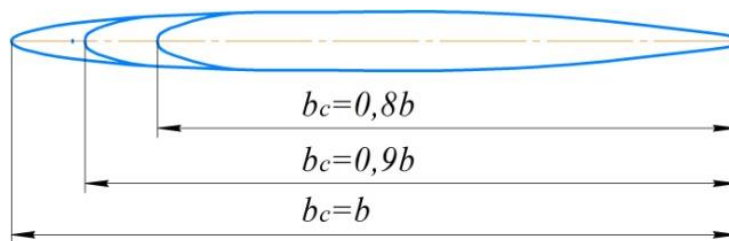


Рис. 6. Геометрія варіантів силової стійки

На рис. 7. показано залежність коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою від відносної довжини хорди силової стійки для заданого режиму польоту.

Для використання даних результатів при виборі значень відносної довжини хорди силових стійок апроксимована залежність (рис.7) поліномом другого ступеня

$$\sigma = 1,1956 - 38,15 \cdot 10^{-2} \cdot \bar{b}_c + 14,5 \cdot 10^{-2} \cdot \bar{b}_c^2. \quad (2)$$

Аналіз залежності (2) показує, що зменшення на 10 % довжини хорди силової стійки зменшує рівень втрат і збільшує коефіцієнт відновлення повного тиску на 1,1 %, а зменшення хорди на 20 % – на 2,5 %.

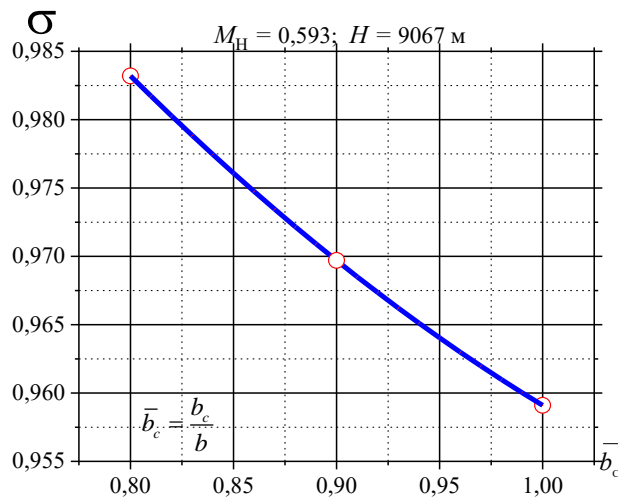


Рис. 7. Залежність коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою від довжини хорди силової стійки для заданого режиму польоту

У четвертому розділі проведена оцінка ефективності ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Надано аналіз досліджень щодо використання ковшових вхідних пристроїв. Показано, що при інтеграції вхідного пристрою та співвісного гвинтовентилятора необхідно врахувати умови їхньої взаємодії для забезпечення максимального значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою. Здійснено вибір раціонального значення звуження каналу вхідного пристрою з  $S$  – подібною формою. Моделювання течії в  $S$  – подібному каналі здійснено з використання програмного продукту ANSYS CFX. Геометричні параметри  $S$  – подібного каналу є еквівалентними за площами перерізів кільцевого каналу вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном прототипом (рис. 8).



Рис. 8. Модель S – подібного каналу вхідного пристрою

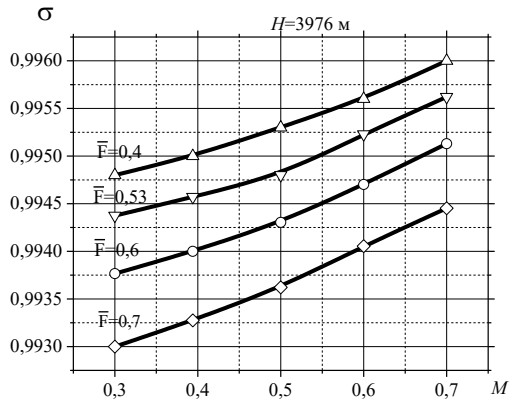


Рис. 9. Залежності коефіцієнта відновлення повного тиску каналу від числа  $M$  і звуження каналу для визначеної висоти польоту

На підставі проведених розрахунків отримані залежності коефіцієнта відновлення повного тиску –  $\sigma$  від числа  $M$  та звуження каналу –  $\bar{F}$  на визначеній висоті польоту (рис. 9).

Результати дослідження показали, що звуження каналу впливає на коефіцієнт відновлення повного тиску. Так, найменші втрати повного тиску має канал із значенням параметра звуження каналу 0,4. При збільшенні значення параметра звуження каналу 0,4 до 0,7 втрати повного тиску зростають, а коефіцієнт відновлення тиску, відповідно, зменшується. Треба також зазначити, що рівень втрат у випадку моделювання течії у співвісному гвинтовентилятора з вхідним пристроєм будуть відрізнятися, тому що в даному випадку вплив співвісного гвинтовентилятора не враховується. Однак, в подальших дослідженнях цей вплив враховано.

Таким чином, з метою покращення аеродинамічних характеристик вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна доцільно вибирати значення параметра звуження S-подібного каналу вхідного пристрою у діапазоні від 0,4 до 0,6.

У роботі вирішена задача отримання залежностей коефіцієнта відновлення повного тиску S-подібного каналу вхідного пристрою від його кривизни при різних висотах і швидкостях без урахування впливу гвинтовентилятора.

Досліджено S-подібний канал, що за своїми геометричними параметрами еквівалентний кільцевому вхідному пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном прототипу (рис. 10).

На рис. 11 показано залежності коефіцієнту відновлення повного тиску від числа  $M$  при зміні кривизни S-подібного каналу для визначеної висоти і постійному значенні звуження  $\bar{F} = 0,6$ .

Аналіз залежностей коефіцієнта відновлення повного тиску від числа  $M$  при зміні кривизни S-подібного каналу показує, що зміна числа  $M$  і кривизни

каналу не суттєво впливають на коефіцієнт відновлення повного тиску до кривизни 0,002. Подальше збільшення кривизни суттєвіше впливає на зміну коефіцієнта відновлення повного тиску каналу, що пов'язане з відривом потоку і втратами від вихроутворення.

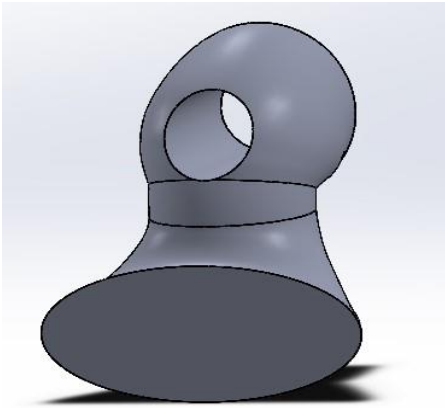


Рис. 10. Модель  $S$  – подібного каналу входного пристрою

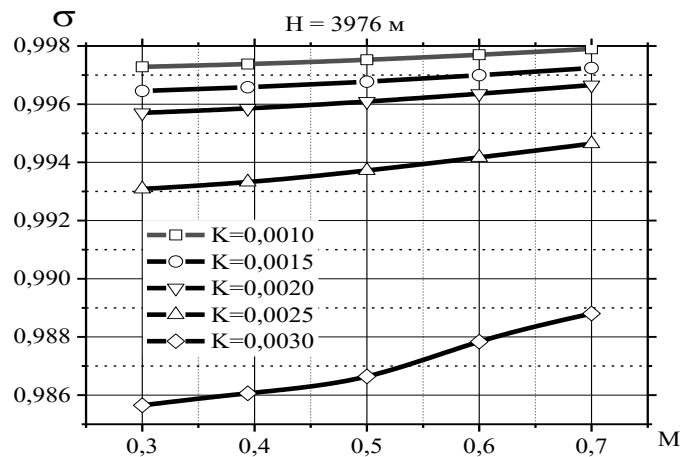


Рис. 11. Залежності коефіцієнта відновлення повного тиску від числа  $M$  при зміні кривизни  $S$  - подібного каналу

Результати досліджень мають теоретичне і практичне значення для обґрунтування раціонального значення кривизни  $S$  - подібного каналу ковшового входного пристрою.

Для порівняльної оцінки ефективності кільцевого і ковшового входного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном зі співвісним гвинтовентилятором розроблено методику проектування ковшового  $S$ -подібного каналу входного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Основні положення методики полягають в наступному.

Визначається довжина  $L$  та звуження (відносна площа) входного пристрою  $\bar{F}_{inlet} = 0,53$ , що прийнята за прототипом і розраховується як відношення площі входу у входний пристрій  $F_{in}$  до площі виходу з входного пристрою  $F_{AIR}$ .

$S$  - подібний канал входного пристрою поділяється на дві рівні частини: входну і вихідну, кожна довжиною  $X_{mid} = L/2$ .

Вхідна частина  $S$ -подібного входного пристрою має форму еліпса. Площа входу досліджуваного  $S$  - подібного входного пристрою дорівнює площі входу кільцевого пристрою прототипу.

Форма виходу вхідної частини  $S$ -подібного входного пристрою дорівнює середній площі входу та виходу кільцевого входного пристрою прототипу

$$F_{mid} = \frac{F_{in} + F_{AIP}}{2}. \quad (3)$$

Приймаємо, що більший радіус еліпса -  $b_{in}$  вхідної частини  $S$ -подібного вхідного пристрою дорівнює радіусу втулки -  $r_{hin}$  вхідної частини кільцевого вхідного пристрою. Тоді менший радіус еліпса -  $a_{in}$  вхідної частини  $S$ -подібного вхідного пристрою дорівнює

$$a_{in} = \frac{F_{in}}{\pi \cdot b_{in}}. \quad (4)$$

При профілюванні вхідної частини  $S$  - подібного вхідного пристрою приймаємо радіус формування середньої лінії каналу вхідної частини  $R_{in} = 1,51 \cdot a_{in}$  (рис. 12).

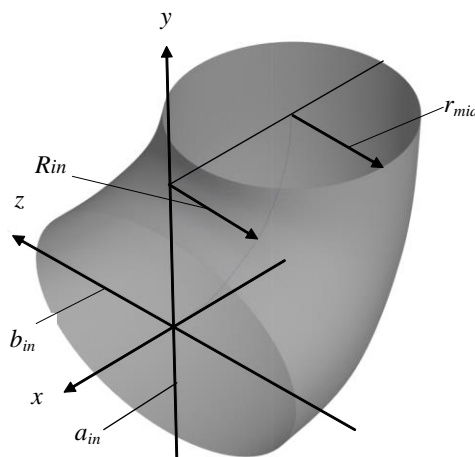


Рис. 12. Схема профілювання вхідної частини  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою

Зі співвідношення

$$\varphi_{\max} = \arcsin\left(\frac{X_{mid}}{R_{in}}\right) = \arcsin\left(\frac{L/2}{R_{in}}\right), \quad (4)$$

визначаємо половину максимального кута вигину каналу  $\varphi_{\max} = 90^\circ$ .

Координати середньої лінії вхідної частини каналу визначаємо зі співвідношень:

$$x_{midf} = R_{in} \cdot \sin \varphi; \quad y_{midf} = R_{in} \cdot (1 - \cos \varphi), \quad (5)$$

при зміні кута з кроком  $\Delta\varphi$  у діапазоні  $0 \leq \Delta\varphi \leq \varphi_{\max}$ .

Значення радіусів еліпса, в кожному перерізі вхідної частини каналу при зміні кута  $\varphi$  з кроком  $\Delta\varphi$  в діапазоні  $0 \leq \varphi \leq \varphi_{\max}$ , визначаємо з використанням залежностей

$$\begin{aligned} a_{if} &= a_{in} \cdot \left(1 + 3 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{a_{in}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^2 - 2 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{a_{in}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^3\right), \\ b_{if} &= b_{in} \cdot \left(1 + 3 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{b_{in}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^2 - 2 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{b_{in}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^3\right). \end{aligned} \quad (6)$$

Вихідна частина  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою починається з виходу вхідної частини, огинає втулку вала приводу гвинтовентилятора і закінчується кільцевим каналом перед входом потоку в компресор двигуна.

Для профілювання вихідної частини  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою приймаємо радіус для формування середньої лінії каналу  $R_{AIP} = r_{mid}$ , де

$$r_{mid} = \frac{r_{in} + r_{AIP}}{2}. \quad (7)$$

Координати середньої лінії вихідної частини  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою визначаємо зі співвідношень:

$$x_{mid\ b} = R_{AIP} \cdot \sin \varphi; \quad y_{mid\ b} = R_{AIP} \cdot (1 - \cos \varphi). \quad (8)$$

Значення площ кола, у кожному перерізі каналу при зміні кута  $\varphi$  з кроком  $\Delta\varphi$  в діапазоні  $0 \leq \varphi \leq \varphi_{\max}$ , визначаємо за допомогою співвідношення

$$F'_{ib} = F_{mid} \cdot \left(1 + 3 \cdot \left(\frac{F_{AIP}}{F_{mid}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^2 - 2 \cdot \left(\frac{F_{AIP}}{F_{mid}} - 1\right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{\max}}\right)^3\right). \quad (9)$$

Визначаємо площу, що займає втулка у кожному перерізі  $F'_{hi}$ .

Тоді площа каналу вихідної частини  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою дорівнює

$$F_{ib} = F'_{ib} + F_{hi}, \quad (10)$$

а зовнішній радіус кола, в кожному перерізі вихідної частини каналу визначаємо за площею перерізу:

$$r_{ib} = \sqrt{\frac{F_{ib}}{\pi}}. \quad (11)$$

За зазначеною методикою проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном побудовано модель ковшового  $S$  подібного каналу вхідного пристрою, що наведено на рис. 13.

Використовуючи модель співвісного гвинтовентилятора та  $S$ -подібного вхідного пристрою, побудовано модель об'єкта дослідження – співвісного гвинтовентилятора і ковшового вхідного пристрою (рис. 14).

У роботі розраховано коефіцієнт відновлення повного тиску вхідного пристрою від висоти та швидкості польоту силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном з урахуванням впливу співвісного гвинтовентилятора.

Під час порівнянні значень коефіцієнту відновлення повного тиску в кільцевому вхідному пристрої, отриманому під час льотних випробувань та чисельного експерименту, похибка розрахунку становила менше 1%. У даних дослідженнях модель співвісного гвинтовентилятора залишилась незмінною, а модель вхідного пристрою було змінено. При моделюванні течії використано однакову топологію розрахункової сітки, модель турбулентної в'язкості SST Transitional №4 Gamma Theta Model/. Це дозволяє вважати, що результати розрахунку коефіцієнта відновлення повного тиску ковшового вхідного пристрою, отриманого в даній роботі, є адекватними.

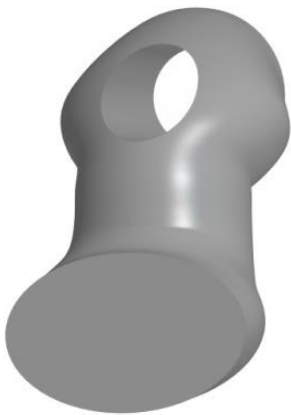


Рис. 13. Модель ковшового  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою

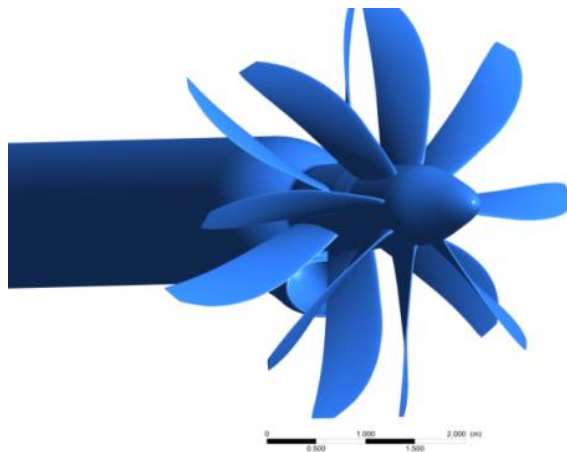


Рис. 14. Модель співвісного гвинтовентилятора і ковшового  $S$ -подібного каналу вхідного пристрою

Отримані результати показали, що застосування ковшового вхідного пристрою з  $S$  - подібним каналом замість кільцевого вхідного пристрою дозволяє зменшити гідравлічні втрати в ковшовому вхідному пристрої з  $S$  - подібним каналом та забезпечити збільшення коефіцієнта відновлення повного тиску на



5,3 % для висоти польоту  $H = 9076$  м та числі Маха  $M = 0,593$ . При польоті на висоті  $H = 3967$  м та числі Маха  $M = 0,394$  коефіцієнт відновлення повного тиску при застосуванні ковшового вхідного пристрою з  $S$ -подібним каналом збільшується на 6,8 %.

Треба прийняти до уваги те, що в даному дослідженні при порівнянні ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна було прийнято, що тяга, яка створюється співвісним гвинтовентилятором, є незмінною при однакових режимах роботи двигуна. Подальшими дослідженнями в цьому напрямку може бути дослідження щодо впливу ковшового пристрою з еліптичним входом на зміну сили тяги, яку створює співвісний гвинтовентилятор.

## ВИСНОВКИ

В роботі створено науково-методичний апарат для вирішення задачі підвищення ефективності вхідних пристроїв турбогвинтовентиляторних двигунів шляхом вибору раціональних значень геометричних параметрів та форми вхідного пристрою.

1. Аналіз науково-технічних літературних джерел показав, що зниження втрат повного тиску у вхідному пристрої перед компресором є одним із актуальних завдань, тому що зростання втрат у вхідному пристрої призводить до збільшення питомої витрати палива. Також нерівномірність потоку на вході в двигун є причиною нестійкої роботи компресора авіаційного турбогвинтовентиляторного двигуна. Вхідні стійки та форма вхідного пристрою є одними із важливих чинників, що впливають на ефективність вхідного пристрою. Однак дослідження щодо вибору раціональних значень геометричних параметрів вхідних стійок і форми вхідного пристрою з урахуванням гвинтовентилятора на даний час недостатньо.

Визначені задачі щодо дослідження впливу геометричних параметрів вхідних стійок та форми вхідного пристрою на ефективність вхідного пристрою з урахуванням впливу гвинтовентилятора.

2. Проведено аналіз моделей і методів вирішення задач дослідження течії у співвісних гвинтовентиляторах і вхідних пристроях. Здійснено вибір та обґрунтування моделі турбулентної в'язкості шляхом вирішення тестової задачі моделювання течії в гвинтовентиляторі та в кільцевому вхідному пристрої турбогвинтовентиляторного двигуна.

За результатами тестової задачі для наступних досліджень обрано модель турбулентної в'язкості SST Transitional №4 Gamma Theta Model. При проведенні тестової задачі результати чисельного експерименту порівнювались з результатами льотних випробувань, похибка розрахунків склала менше 1 %.

3. Отримано науково обґрунтовані рекомендації щодо кількості вхідних стійок кільцевого вхідного пристрою для турбогвинтовентиляторного двигуна. Встановлено, що зменшення кількості вхідних стійок приводить до збільшення коефіцієнту відновлення повного тиску. Так, при зменшенні кількості силових

стойок в 2 рази ( з 8 до 4) може привести до зменшення рівня втрат у вхідному пристрою та покращить значення коефіцієнту відновлення повного тиску лише на 0,32 %, а з 8 до 3 – на 0,62%.

4. Отримані науково обґрунтовані рекомендації щодо відносної довжини хорди силової стійки вхідного пристрою на аеродинамічні характеристики вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна. Встановлено, що зменшення хорди силової стійки приводить до збільшення коефіцієнту відновлення повного тиску. Зменшення хорди силової стійки на 10 % довжини хорди силових стійок збільшує коефіцієнт відновлення повного тиску на 1,1 %, а зменшення хорди на 20 % - на 2,5 %.

5. Удосконалено методику проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Удосконалена методика дозволяє спроектувати ковшовий S-подібний вхідний пристрій з вхідна частина у формі еліпсу.

Отримані науково обґрунтовані рекомендації щодо раціонального значення кривизни та звуження S-подібного каналу для забезпечення підвищення ефективності ковшового вхідного пристрою.

Геометрична особливість отриманого ковшового вхідного пристрою забезпечує мінімізацію втрат повного тиску при зберіганні необхідної витрати повітря на вході в двигун.

Таким чином, при інтеграції вхідного пристрою та співвісного гвинтовентилятора враховуються умови їхньої взаємодії для забезпечення максимального значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою.

6. Вперше проведено оцінку впливу співвісного гвинтовентилятора на ефективність ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Встановлено, що застосування ковшового вхідного пристрою, замість кільцевого вхідного пристрою, дозволяє підвищити коефіцієнт відновлення повного тиску на 5–7 %.

## ПУБЛІКАЦІЇ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

**Публікації, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:**

1. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою ГТД / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2021. № 4 (172). С. 35-39. DOI: 10.32620/aktt.2021.4.05.(категорія Б).

2. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М. Удосконалення характеристик кільцевого вхідного пристрою авіаційної силової установки з гвинтовентилятором / Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2021. № 4 (174). – С. 11-17. DOI: 10.32620/aktt.2021.4sup2.02. (категорія Б).

3. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Балалаєва К.В. Аналіз впливу кривизни  $S$  – подібного каналу та умов польоту на ефективність ковшового вхідного пристрою / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2022. № 4 спецвипуск 2 (182). С. 26-29. (категорія Б).

4. Zhornik O., Kravchenko I., Mitrakhovych M., Balalaieva K. Comparative evaluation of the efficiency of the ring-type and bucket inlet devices for a power plant with a turboprop fan engine/ *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2022, Vol. 4 No. 1 (118), p.6-12, doi: 10.15587/1729-4061.2022.263023 (SCOPUS).

### **Публікації, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:**

5. Жорник О.В. Оцінка впливу форми обичайки вхідного пристрою на його характеристики та нерівномірність потоку на вході до компресора двигуна силової установки з співвісним гвинтовентилятором // *The world of science and innovation/ Abstracts of the 6<sup>th</sup> International scientific and practical conference*. Cognum. Publishing House. London. United Kingdom. 2021. Pp. 532-541.

6. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Денисюк О.В. Вибір параметрів чисельного експерименту для дослідження характеристик гвинтовентилятора і вхідного пристрою / *XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 61-62.

7. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М. Методика удосконалення параметрів та характеристик вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном/ *XXVI Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2021. С. 62.

8. Жорник О.В. Перспективні напрями удосконалення турбогвинтовентиляторних двигунів / *XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП «Промислова гідравліка і пневматика»*. Київ, 17—18 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, Вінниця: «Глобус-Прес», 2021.— С. 163-164.

9. Жорник О.В. Методика удосконалення аеродинамічних характеристик кільцевого вхідного пристрою / *VII Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів «Енергетична безпека та енергоефективність на транспорті»* Київ, 30 листопада 2021 р.: Матеріали конференції, 2021.— С. 19-22.

10. Жорник О.В., Кравченко І.Ф., Мітрахович М.М., Балалаєва К.В. Обґрунтування параметрів і форми вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном / *XXVII Міжнародний конгрес двигунобудівників: Тези доповідей*. – Харків: Нац. аерокосмічний університет «Харк. авіац. ін.-т», 2022. С. 35-36.

11. Жорник О. Методика оцінки впливу числа Маха і геометричних параметрів на характеристики  $S$  –подібного каналу вхідного пристрою/

Матеріали XXII Міжнародної науково-практичної конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених «Політ. Сучасні проблеми науки» (5-7 квітня 2022 року), напрям "Сучасні авіаційні технології", С.51-52.

12. O. Zhornyk Analysis of the intakes existing schemes for power plants and parameters that determine their efficiency/ Матеріали X Всесвітнього конгресу "Авіація в XXI столітті" – "Безпека в авіації та космічні технології", 28-30 вересня 2022 р., Національний авіаційний університет, Київ.

**Публікації, які додатково відображають наукові результати дисертації:**

13. Денисюк О.В., Мітрахович М.М., Жорник О.В. Удосконалення акустичних характеристик співвісних повітряних гвинтів шляхом зменшення інтенсивності кінцевого вихору лопаті / Озброєння та військова техніка, 2021, №1(29), С. 71-76.

## АНОТАЦІЯ

**Жорник О.В. Підвищення ефективності дозвукового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.** – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії) за спеціальністю 05.05.03 «Двигуни та енергетичні установки» (142–Енергетичне машинобудування) – Національний авіаційний університет, Київ, 2022.

В роботі створено науково-методичний апарат для вирішення задачі підвищення ефективності вхідних пристроїв турбогвинтовентиляторних двигунів шляхом вибору раціональних значень геометричних параметрів та форми вхідного пристрою.

Розроблені науково – обґрунтовані рекомендації щодо кількості вхідних стійок кільцевого вхідного пристрою для турбогвинтовентиляторного двигуна.

Розроблено науково – обґрунтовані рекомендації щодо відносної довжини хорди силової стійки вхідного пристрою на аеродинамічні характеристики вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна.

Удосконалено методику проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

Проведено оцінку впливу співвісного гвинтовентилятора на ефективність ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

Встановлено, що застосування ковшового вхідного пристрою, замість кільцевого вхідного пристрою, дозволяє підвищити коефіцієнт відновлення повного тиску на 5 – 7 %.

**Ключові слова:** вхідний пристрій, кільцевий вхідний пристрій, ковшовий вхідний пристрій, ефективність, коефіцієнт відновлення повного тиску, співвісний

ГВИНТОВЕНТИЛЯТОР, СИЛОВА СТІЙКА, ХОРДА, МЕТОДИКА, ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИЙ ДВИГУН.

## ABSTRACT

***O. Zhornyk. Improving the efficiency of the subsonic inlet device of the power plant with a turbofan engine.*** – Qualifying scientific work on manuscript rights.

Dissertation for obtaining the scientific degree of Candidate of Technical Sciences (Doctor of Philosophy) in the specialty 05.05.03 "Engines and power plants" (142 - Power Engineering) - National Aviation University, Kyiv, 2022.

The selection and justification of the turbulent viscosity model was carried out by solving the test problem of modeling the flow in a propeller fan and in the annular inlet device of a turbofan engine.

In the work, a scientific and methodological apparatus was created to solve the problem of increasing the efficiency of input devices of turbofan engines by choosing rational values of geometric parameters and the shape of the input device.

Based on the results of the analysis of scientific and technical literary sources, it was found that reducing total pressure losses in the inlet device before the compressor is one of the urgent tasks, because the increase in losses in the inlet device leads to an increase in specific fuel consumption. Input racks and the shape of the input device are among the important factors affecting the efficiency of the input device. However, research on the selection of rational values of the geometric parameters of the input racks and the shape of the input device, taking into account the propeller fan, is currently insufficient.

Therefore, the tasks of researching the influence of the geometric parameters of the input racks and the shape of the input device on the efficiency of the input device, taking into account the influence of the propeller fan, are relevant.

An analysis of models and methods of solving the problems of flow research in coaxial propeller fans and input devices was carried out. The selection and justification of the turbulent viscosity model was carried out by solving the test problem of modeling the flow in the propeller fan and in the annular inlet device of the turbofan engine.

Based on the results of the test task, the SST Transitional #4 Gamma Theta Model turbulent viscosity model was chosen for further research. When conducting the test task, the results of the numerical experiment were compared with the results of the flight tests; the calculation error was less than 1%.

Scientifically based recommendations on the number of inlet racks of the annular inlet device for a turboprop engine have been developed.

Scientifically based recommendations have been developed regarding the relative length of the power strut chord of the input device on the aerodynamic characteristics of the input device of the turboprop engine.

The improved technique allows you to build a bucket inlet device of a power plant with a turboprop fan engine, ensuring the equivalence of air flow, compared to an annular inlet device.

Scientifically based recommendations on the rational value of the curvature and narrowing of the S-shaped channel to ensure the increase in efficiency of the bucket inlet device have been obtained.

The geometric feature of the resulting bucket inlet device ensures the minimization of total pressure loss while maintaining the required air flow at the engine inlet.

The influence of the coaxial propeller on the efficiency of the bucket inlet device of the power plant with the turboprop engine was evaluated. It was established that the use of a bucket inlet device, instead of a ring inlet device, allows increasing the full pressure recovery factor by 5-7%.

**Key words:** inlet device, annular inlet device, bucket inlet device, efficiency, total pressure recovery factor, coaxial propeller fan, power rack, chord, technique, turbofan engine.