

Порівняльна оцінка ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном

О. В. Жорник, І. Ф. Кравченко, М. М. Мітрахович, К. В. Балаласєва

Зростання втрат у вхідному пристрої призводить до збільшення питомої витрати палива. При інтеграції вхідного пристрою та повітряного гвинта або гвинтовентилятора необхідно врахувати їх взаємодію для забезпечення максимальної ефективності силової установки. Об'єктом дослідження є співвісний гвинтовентилятор з каналом вхідного пристрою. Отримані результати мають практичну цінність: розроблено методику проектування ковшового S-подібного каналу вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Отримано залежність коефіцієнта збереження повного тиску вхідного пристрою від висоти та швидкості польоту, яка дозволяє враховувати вплив гвинтовентилятора турбогвинтовентиляторного двигуна. Проведено порівняння характеристик кільцевого та ковшового S-подібного каналу вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Зокрема встановлено, що зміна умов польоту менш істотно впливає на зміну коефіцієнту збереження повного тиску кільцевого вхідного пристрою, ніж ковшового. Представлено порівняльну оцінку отриманих результатів математичного моделювання течії в ковшовому S-подібному каналі вхідного пристрою з урахуванням впливу гвинтовентилятора, з результатами льотних випробувань кільцевого вхідного пристрою прототипу. Порівняльна оцінка показує, що застосування ковшового вхідного пристрою, замість кільцевого вхідного пристрою, дозволяє підвищити коефіцієнт відновлення повного тиску на 5–7%. Таким чином, є підстави стверджувати, що заміна кільцевого на ковшовий вхідний пристрій дозволить мінімізувати гідравлічні втрати на вході в двигун і зменшити нерівномірність потоку на вході. Це, в свою чергу, дозволить покращити економічність двигуна.

Ключові слова: ковшовий вхідний пристрій, кільцевий вхідний пристрій, гвинтовентилятор, турбогвинтовентиляторний двигун, методика.

1. Вступ

У світі відомі турбогвинтові та турбогвинтовентиляторні двигуни з кільцевою та ковшовою формою вхідного пристрою, що розташоване безпосередньо за повітряним гвинтом та забезпечує підведення повітря до компресора двигуна з мінімальними втратами.

Слід зазначити, що питома витрата палива авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) залежить, у тому числі, від втрат повного тиску повітря у вхідному пристрої. Тиск у зоні за гвинтом змінюється вздовж його діаметра. Причому в кореневій частині повітряного гвинта через обурення, що вносяться кореневою

частиною лопатей, тиск найменший і може призводити до відриву потоку перед кільцевим вхідним пристроєм і збільшувати його гідравлічні втрати.

При застосуванні кільцевого вхідного пристрою повітря подається в канал із зони, що розташована безпосередньо за кореневою кромкою лопатей. Це є основним фактором, що впливає на втрати тиску повітря в каналі підведення повітря.

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 ГТД.

Так, наприклад [1], на режимі максимальної тривалості польоту роботи силової установки, зниження коефіцієнта відновлення повного тиску у вхідному пристрої на 1 % призводить до збільшення питомої витрати палива на 0,6 % і зменшення тяги двигуна на 1,2 %.

Саме тому актуальним є дослідження заходів щодо підвищення ефективності дозвукового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

2. Аналіз літературних даних та постановка проблеми

При аналізі роботи турбогвинтових або турбогвинтовентиляторних двигунів важливим є врахування впливу гвинта або гвинтовентилятора на вхідний пристрій. Це пов'язано з тим, що аеродинамічний слід від повітряного гвинта негативно впливає на ефективність силової установки. Причиною такого впливу є нерівномірність потоку перед вхідним пристроєм. Також протитиск між лопатями повітряного гвинта і вхідним пристроєм впливає на рівень напруження в лопаті [2].

У роботі [3] представлені результати попереднього проєктування та оптимізації системи з повітрозбірника та гондоли двигуна. Робота проводилася у рамках процесу інтеграції турбогвинтового двигуна на малому літаку. Процес попереднього проєктування виконаний з використанням інтерактивного параметричного підходу до проєктування. Параметрична модель літака розроблена за допомогою власного програмного забезпечення PARADES. Однак для розробки технічного проєкту інтеграції реального літака з турбогвинтовим двигуном необхідно провести роботи з поліпшення та оптимізації вхідного пристрою.

У роботі [4] показано, що застосування *S*-подібного вхідного пристрою дозволяє підвищити компактність силової установки, знизити лобовий опір та покращити характеристики помітності літака. Однак наявність кривизни осьової лінії *S*-подібного вхідного пристрою, що сприяє утворенню пари вихорів, які обертаються в протилежних напрямках, викликає поздовжній відрив потоку і знижує коефіцієнт відновлення повного тиску. У даній роботі досліджено вхідний пристрій шляхом розв'язання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса з використанням SST $k-\omega$ модель турбулентності. Показано, що коефіцієнт відновлення повного тиску на виході із вхідного пристрою періодично змінюється. Вплив повітряного гвинта на потік у *S*-подібному вхідному пристрої викликає колову та поздовжню нерівномірність. Колова нерівномірність в основному впливає на вторинний потік в *S*-подібному вхідному пристрої, а поз-

довжня нерівномірність сприяє поздовжньому відриву потоку в S-подібному вхідному пристрої і потім впливає на коефіцієнт відновлення повного тиску. Коефіцієнт відновлення повного тиску на виході з S-подібного вхідного пристрою з повітряним гвинтом вище на 1–2,5 %, ніж у S-подібного вхідного пристрою без повітряного гвинта. Коефіцієнт нерівномірності повного тиску на виході з S-подібного вхідного пристрою з повітряним гвинтом на 1–12 % вище, ніж у S-подібного вхідного пристрою без повітряного гвинта. Однак автори розглянули тільки режими роботи двигуна на висоті 6000 м.

У роботі [5] зроблено спробу покращити поле течії в S-подібному вхідному пристрої турбогвинтового двигуна за рахунок використання вихрових генераторів. Однак використання вихрових генераторів значно ускладнюють конструкцію вхідного пристрою. Та на деяких режимах роботи вони можуть значно підвищити рівень нерівномірності потоку на вході, що призведе до погіршення роботи двигуна.

Методології багатокритеріальної оптимізації вхідного пристрою, що входить до складу впускної системи турбогвинтового двигуна, присвячена робота [6]. Запропонована методологія поєднує та розширює існуючі методи для ефективної оптимізації реальних інженерних завдань. Метою оптимізації було зниження втрат повного тиску та зниження нерівномірності потоку на вході в двигун.

Дослідження, що представлено в роботі [7], присвячено вдосконаленню процесу оптимізації аеродинамічної форми системи впуску двигуна малого літака. Оптимізація за допомогою багатокритеріальної моделі проводиться з метою зниження втрат повного тиску вздовж тракту двигуна і підвищення однорідності потоку у площині на вході до компресора. Метод Latin Hypercube Design використовується для вибірки проектного простору. У статті наведено застосування описаної вище методики до процесу проектування вхідного пристрою турбогвинтового двигуна. Робочий процес оптимізації на основі кригінгу використовується для зниження втрат повного тиску та покращення однорідності потоку в каналі вхідного пристрою двигуна. Однак метод Latin Hypercube Design має деякі обмеження.

У роботі [8] оцінювався вплив умов на вході на нестационарну аеродинаміку складних вхідних пристроїв методом натурального експерименту. Цей фактор відіграє важливу роль в оцінці реальної роботи вхідного пристрою. У дослідженні оцінювався вплив вхідних вихорів різної сили та розміщення. Автори показали, що наявність вхідного вихору впливає на вторинні потоки вхідного пристрою та посилює вихор, який обертався в тому ж напрямку, що й вхідний вихор. Це порушило характерний режим обтікання S-подібного каналу вхідного пристрою та змістило зону завихрення. Результати представлені в роботі показують, що вихор практично не впливає на завихрення кутової нестационарності. Однак, коли вихор засмоктувався з нижньої сторони вхідного пристрою, нестійкість потоку зменшувалася на 25 % порівняно з іншими положеннями захопленого вихору, і зниження нестійкості спостерігалось у всіх діапазонах частот. Основний висновок, який можна зробити з отриманих результатів, це те, що необхідно враховувати характер нестационарності вхідного потоку, оскільки він істотно впливає на характеристики потоку у вхідному пристрої.

У роботі [9] основна увага приділяється чисельному моделюванню потоку, що стискається в дифузійних S -подібних каналах. Показано, що існують вторинні течії при відриві примежового шару. Доведено, що S -подібний канал створює кривизну лінії струму та несприятливий градієнт тиску. При проведенні досліджень розглянуті дві геометрії S -подібних каналів. Одна використовувався в експериментальному дослідженні на початку 1990-х років, а інша є еталонною конфігурацією для оцінки точності результатів. Математичне моделювання здійснювалося з використанням програми розрахунку гідродинаміки потоку ANSYS-FLUENT. Вирішення рівнянь Нав'є – Стокса, що осереднені за Рейнольдсом, здійснювалося на структурованій сітці з використанням ряду моделей турбулентності. Результати розрахунків фіксують поле течії та відновлення тиску з прийнятною точністю порівняно з експериментальними даними. Визначено модель турбулентності, що дає найкращі результати.

У роботі [10] наведено результати дослідження механізму утворення вихорів при обтіканні в S -подібному вхідному пристрої двигуна.

Практичні дослідження впливу форми вхідного пристрою на його ефективність подано в роботі [11]. Авторами досліджуються характеристики кільцевого та ковшового вхідного пристрою. Показано, що ковшовий вхідний пристрій має менші втрати повного тиску. Однак в роботі не надано методик проектування геометричної форми кільцевого та ковшового вхідного пристрою.

Представлений літературний аналіз показує, що дослідження щодо покращення аеродинаміки вхідних пристроїв турбогвинтових двигунів виконуються методом чисельного моделювання течії. Основною метою покращення вхідних пристроїв турбогвинтових двигунів є оптимізація форми вхідного пристрою та зменшення втрат повного тиску на вході в двигун при забезпеченні зниження нерівномірності потоку. З метою отримання більш точних значень при оцінці втрат повного тиску та нерівномірності потоку розглядається спільна робота повітряного гвинта і вхідного пристрою. Однак питання оцінки впливу співвісного гвинтовентилятора на роботу вхідного пристрою і його характеристики раніше не розглядалося.

При інтеграції вхідного пристрою та співвісного гвинтовентилятора необхідно врахувати умови їхньої взаємодії для забезпечення максимального значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою. Таке завдання потребує вдосконалення методики досліджень, застосування сучасних моделей, удосконалення методів аналізу та процедур моделювання.

3. Мета і задачі дослідження

Метою дослідження є оцінка ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном з співвісним гвинтовентилятором. Це дасть можливість зменшити втрати повного тиску у вхідному пристрої.

Для досягнення мети поставлено такі задачі:

– розробити методику проектування ковшового S -подібного каналу вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном;

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

4. Матеріали та методи дослідження

Об'єктом дослідження є співвісний гвинтовентилятор з ковшовим *S*-подібним каналом вхідного пристрою (рис. 1), що складається з двох модулів.

Перший модуль – співвісний гвинтовентилятор, що має два ряди гвинтів: передній ряд складається з восьми лопатей – $z_f=8$, а задній ряд з шести лопатей – $z_b=6$. Передній і задні ряди обертаються з частотою $n_f=n_b=850$ об/хв (рис. 2), що відповідає крейсерському режиму польоту.

Другий модуль – ковшовий *S*-подібний вхідний пристрій авіаційної силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном.

Для вирішення задачі моделювання течії в ковшовому *S*-подібному вхідному пристрої авіаційної силової установки з співвісним гвинтовентилятором застосовано програмний продукт ANSYS CFX, що дозволяє використовувати різні стандартні математичні моделі та засоби при моделюванні турбулентної течії.

Параметри та характеристики співвісного гвинтовентилятора, що використовуються в моделі, аналогічні прототипу – СВ-27 та застосовується на силовій установці з турбогвинтовентиляторним двигуном типу Д-27 [12].

Діаметр лопатей гвинтовентилятора становить 4,5 м.

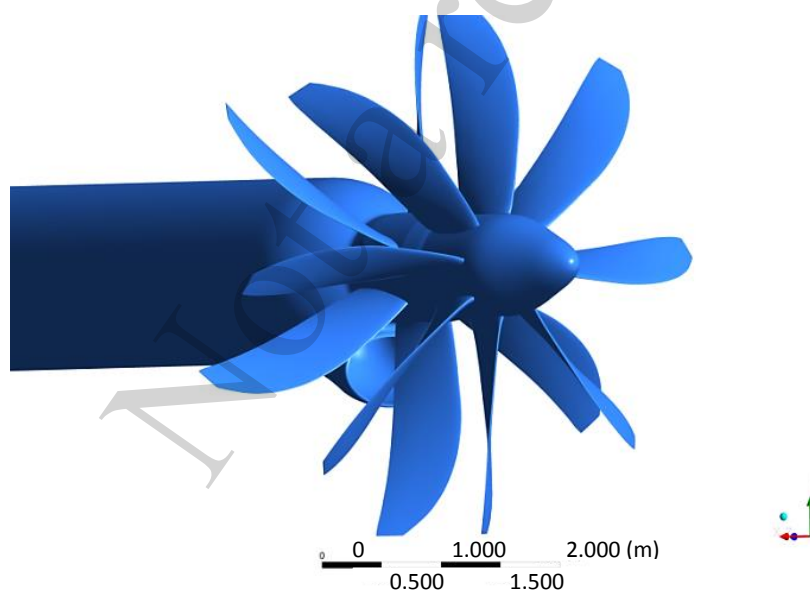


Рис. 1. Модель співвісного гвинтовентилятора з ковшовим *S*-подібним каналом вхідного пристрою

Вихідні дані для моделювання.

Приймаємо наступні вихідні дані для математичного моделювання:

- для висоти польоту $H=3976$ м при числі Маха $M=0,394$;
- для висоти польоту $H=9067$ м при числі Маха $M=0,615$;

– крейсерський режим роботи двигуна, що визначається кутами установки лопатей переднього та заднього рядів гвинтовентилятора.



Рис. 2. Модель співвісного гвинтовентилятора

Для проведення чисельного дослідження течії лопаткових вінців використовуються різні типи розрахункової сітки, найбільш розповсюдженими є структурована та гібридна, кожен з цих типів має свої переваги та недоліки [13]. У роботі використані методи генерації структурованої та гібридної скінчено-елементної сітки. Сіткова модель вхідного пристрою побудована методом структурованої сітки, а модель гвинтовентилятора – методом гібридної сітки.

Сіткова модель складається з 4 доменів:

– перший ряд гвинтовентилятора – гексаедраїчна сітка із 10 млн. 456 тис. 368 елементів;

– другий ряд гвинтовентилятора – гексаедраїчна сітка з 7 млн. 982 тис. 442 елементів;

– зовнішнє середовище – гексаедраїчна сітка з 1 млн. 841 тис. 930 елементів;

– вхідний пристрій – переважно гексаедраїчна сітка, частина біля виходу – тетраедрична – всього з 811 тис. 794 елементів.

Загальна кількість скінчено-елементної сітки моделі становить 21 млн. 092 тис. 534 елементів.

Моделювання проводилося вирішенням рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової моделі турбулентності Florian Menter SST Transitional №4 Gamma Theta, оскільки вона є найбільш універсальною та розроблена на основі базових перевірених моделей $k-\epsilon$ і $k-\omega$. Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і вхідного пристрою турбогвинтовентиляторного двигуна представлено в роботі [14].

5. Результати досліджень ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою силової установки

5.1. Методика проєктування ковшового S-подібного каналу вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном

Довжина – L та відносна площа вхідного пристрою – \bar{F}_{inlet} (відношення площі входу у вхідний пристрій – F_{in} до площі виходу з вхідного пристрою – F_{AIP}) прийняті за прототипом [15].

$$\bar{F}_{inlet} = \frac{F_{in}}{F_{AIP}} = 0,53. \quad (1)$$

При профілюванні S-подібного вхідного пристрою канал поділяється на дві частини: вхідну та вихідну.

Довжина вхідної та вихідної частини S-подібного вхідного пристрою дорівнює $L/2=X_{midmax}$.

Вхідна частина S-подібного вхідного пристрою має форму еліпсу. Площа входу досліджуваного S-подібного вхідного пристрою дорівнює площі входу вихідного кільцевого пристрою прототипу.

Форма виходу вхідної частини S-подібного вхідного пристрою дорівнює середньої площі входу та виходу кільцевого вхідного пристрою прототипу

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

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

$$a_{in} = \frac{F_{in}}{\pi \cdot b_{in}}. \quad (3)$$

Для профілювання вхідної частини S-подібного вхідного пристрою приймаємо радіус формування середньої лінії каналу вхідної частини $R_{in}=1,51 \cdot a_{in}$ (рис. 3).

Зі співвідношення

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

визначаємо половину максимального кута вигину каналу $\varphi_{max}=90,0^\circ$.

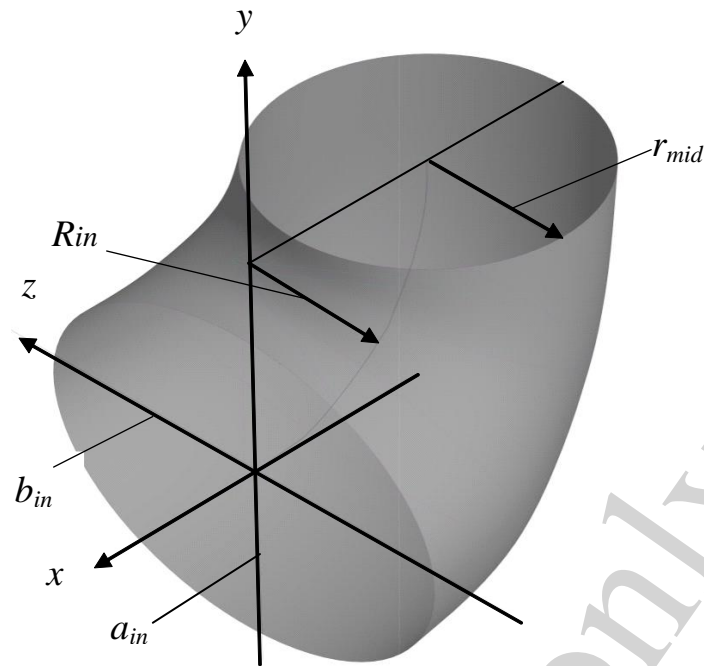


Рис. 3. Схема профілювання вхідної частини S-подібного вхідного пристрою

Координати середньої лінії вхідної частини каналу визначаємо із співвідношень:

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

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

Значення радіусів еліпса, в кожному перерізі вхідної частини каналу при зміні кута φ з кроком $\Delta\varphi$ в діапазоні $0 \leq \varphi \leq \varphi_{max}$, визначаємо з використанням залежностей [15]:

$$a_{if} = a_{in} \cdot \left[\begin{array}{l} 1 + 3 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{a_{in}} - 1 \right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right)^2 - \\ - 2 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{a_{in}} - 1 \right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right)^3 \end{array} \right], \quad (6)$$

$$b_{if} = b_{in} \cdot \left[\begin{array}{l} 1 + 3 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{b_{in}} - 1 \right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right)^2 - \\ - 2 \cdot \left(\frac{r_{mid}}{b_{in}} - 1 \right) \cdot \left(\frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right)^3 \end{array} \right].$$

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

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

Для профілювання вихідної частини S -подібного вхідного пристрою приймаємо радіус для формування середньої лінії каналу – R_{AIP} рівним середньому радіусу вхідного пристрою

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

Координати середньої лінії вихідної частини S -подібного вхідного пристрою визначаємо із співвідношень

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

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

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

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

Визначаємо площу, що займає втулка у кожному перерізі F_{hi} .

Тоді площа каналу вихідної частини S -подібного 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

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

Таким чином, отримана методика проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. За отриманою

методикою побудовано модель ковшового S-подібного вхідного пристрою, яку представлено на рис. 4.

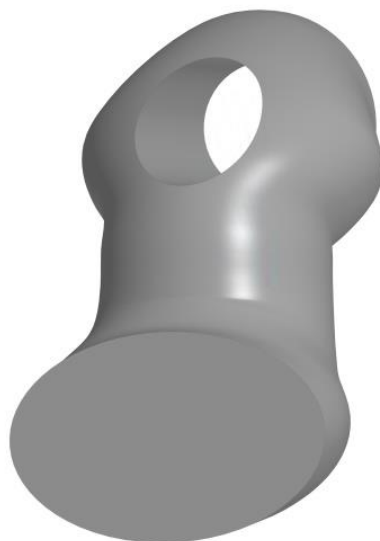


Рис. 4. Модель ковшового S-подібного каналу вхідного пристрою

Використовуючи модель співвісного гвинтовентилятора та S-подібного вхідного пристрою, будуємо модель об'єкта дослідження.

5. 2. Розрахунок коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном

З метою врахування умови взаємодії вхідного пристрою та співвісного гвинтовентилятора для забезпечення максимальної ефективності силової установки в роботі в одній розрахунковій моделі об'єднано співвісний гвинтовентилятор та вхідний пристрій. Це дало можливість розраховувати коефіцієнт збереження повного тиску з урахуванням впливу співвісного гвинтовентилятора.

Для кожного варіанту математичного моделювання спільної роботи співвісного гвинтовентилятора та ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном визначалися наступні параметри течії: повний тиск на вході у вхідний пристрій – p_{in}^* , повний тиск на виході з вхідного пристрою – p_{AIP}^* .

Коефіцієнт збереження повного тиску вхідного пристрою визначався як відношення повного тиску на виході до повного тиску на вході

$$\sigma = \frac{p_{AIP}^*}{p_{in}^*}. \quad (12)$$

Отримані результати розрахунку коефіцієнту збереження повного тиску вхідного пристрою наведено на гістограмі (рис. 5).

Моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі з вхідним пристроєм проводилось для двох режимів роботи: висота польоту $H=9076$ м, число Маха на вході $M=0,593$ і висота польоту $H=3967$ м, число Маха на вході $M=0,394$.

При проведенні моделювання на режимі роботи при висоті польоту $H=3967$ м задавалась температура 0 °С, атмосферний тиск $61830,930$ Па, густина повітря $0,78872$ кг/м³.

При проведенні моделювання на режимі роботи при висоті польоту $H=9076$ м задавалась температура повітря -40 °С, атмосферний тиск $30439,842$ Па, густина повітря $0,44243$ кг/м³.

Отримані результати моделювання течії у співвісному гвинтовентиляторі з ковшовим вхідним пристроєм порівнювались із даними льотних випробувань для аналогічного співвісного гвинтовентилятора тільки з кільцевим вхідним пристроєм [15]. При цьому витрата повітря через вхідний пристрій була однаковою для однакових режимів роботи. Це дало змогу оцінити ефективність ковшового та кільцевого вхідного пристрою.

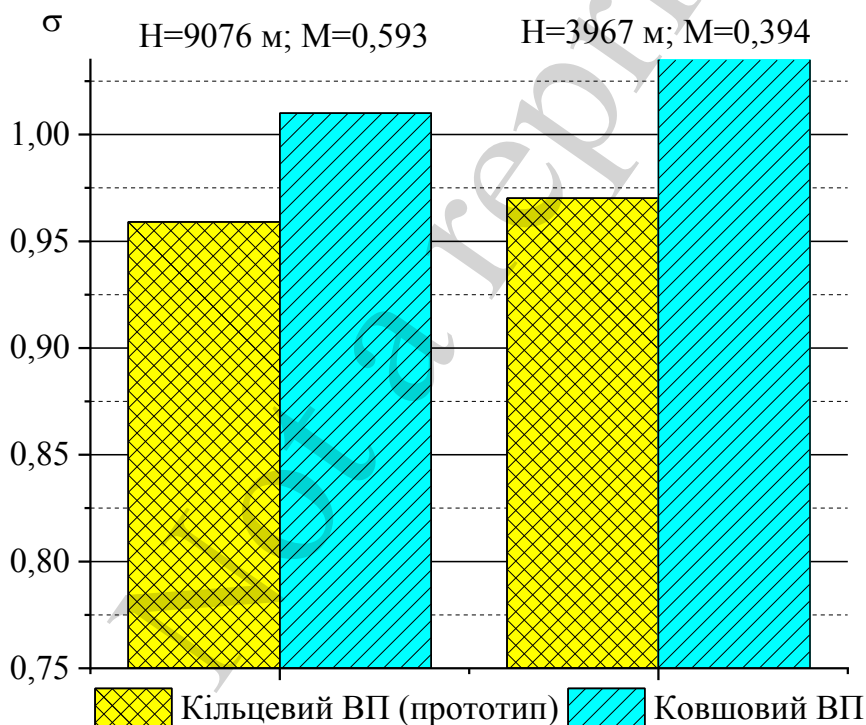


Рис. 5. Значення коефіцієнтів відновлення повного тиску для кільцевого і ковшового вхідного пристрою

За попередніми дослідженнями в роботі [14] було перевірено точність розрахунку параметрів течії при обтіканні співвісного гвинтовентилятора та кільцевого вхідного пристрою. Верифікація методики розрахунку коефіцієнту відновлення повного тиску у кільцевому вхідному пристрої здійснювалась шляхом порівняння даних льотних випробувань і математичного моделювання течії в

аналогічному кільцевому вхідному пристрої. При порівнянні значень коефіцієнту відновлення повного тиску в кільцевому вхідному пристрої, отриманому під час льотних випробувань та чисельного експерименту, похибка розрахунку склала менше 1 %. В даних дослідженнях модель співвісного гвинтовентилятора залишилась незмінною, а модель вхідного пристрою було змінено. При моделюванні течії було використано однакову топологію розрахункової сітки, модель турбулентної в'язкості Florian Menter SST Transitional №4 Gamma Theta, як в роботі [14]. Це дозволяє вважати, що результати розрахунку коефіцієнта відновлення повного тиску ковшового вхідного пристрою, отриманого в даній роботі, є адекватними.

На гістограмі представлені значення коефіцієнта відновлення повного тиску ковшового вхідного пристрою (ВП) і вхідного пристрою кільцевого типу (прототипу) [15] при $H=9076$ м, $M=0,593$ і $H=3967$ м, $M=0,394$.

6. Обговорення результатів ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою силової установки

В роботі представлена розроблена методика проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. На відміну від методики, представленої в роботі [16], особливістю запропонованої методики є те, що при проектуванні S -подібного каналу вхідного пристрою авіаційного турбогвинтовентиляторного двигуна враховано вхідну частину, яка має форму еліпсу в перерізі – формули (3), (6). Представлена методика має практичну цінність, вона призначена для інженерів та науковців, які займаються розробкою та дослідженням вхідних пристроїв ковшового типу.

Основним критерієм оцінки ефективності кільцевого і ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном є коефіцієнт відновлення повного тиску у вхідному пристрої. Цей коефіцієнт характеризує втрати повного тиску при підведенні повітря до двигуна. Чим більше коефіцієнт відновлення повного тиску вхідного пристрою, тим вище, при заданому режимі польоту, ступінь підвищення тиску у вхідному пристрої. Саме тому, розмір коефіцієнту відновлення повного тиску має значний вплив на питому витрату палива та питому потужність двигуна.

З гістограми видно (рис. 5), 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 %.

Крім того, з результатів дослідження видно (рис. 5), що при зміні умов польоту з $H=3967$ м і $M=0,394$ до $H=9076$ м і $M=0,593$ менш істотно змінюється коефіцієнт збереження повного тиску кільцевого вхідного пристрою, ніж ковшового – з 0,9702 до 0,9591 (на 1,2 %).

Слід зазначити, що для ковшового вхідного пристрою з *S*-подібним каналом (рис. 5) така ж зміна умов польоту призводить до більшої зміни коефіцієнта збереження повного тиску з 1,036 до 1,01 (на 2,6 %).

Згідно зі ствердженнями, представленими в роботі [11], є декілька причин зростання коефіцієнта відновлення повного тиску в ковшовому вхідному пристрої більше, ніж одиниця. Це, так званий, ефект наддування гвинтовентилятора, індукування завихрення потоку, спотворення ліній струму та злив примежового шару з втулки обтічника.

Розраховано коефіцієнти втрат повного тиску на вході в турбогвинтовентиляторний двигун. Особливістю отриманих результатів цього розрахунку є те, що враховується вплив співвісного гвинтовентилятора (зазвичай досліджується однорядний гвинт) на параметри течії на вході у вхідний пристрій.

Отже, можна констатувати, що розглянуто питання оцінки впливу співвісного гвинтовентилятора на роботу вхідного пристрою і його характеристики. При інтеграції вхідного пристрою та співвісного гвинтовентилятора враховано умови їхньої взаємодії для забезпечення максимального значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою.

Обмеженнями даного дослідження можна вважати те, що досліджувана модель не враховує нестационарність течії, що існує в реальному вхідному пристрої. Але при цьому враховується нерівномірність потоку, яка моделюється в потоці за співвісним гвинтовентилятором.

Недоліком даної роботи є відсутність аналізу нерівномірності потоку на вході в турбогвинтовентиляторний двигун.

Напрямом подальших досліджень може бути оцінка впливу кривизни і звуження *S*-подібного каналу вхідного пристрою з урахуванням впливу гвинтовентилятора турбогвинтовентиляторного двигуна та вплив зміни режиму роботи гвинтовентилятора на роботу вхідного пристрою. Також планується дослідити нерівномірність на вході в турбогвинтовентиляторний двигун з *S*-подібним каналом вхідного пристрою.

7. Висновки

1. Розроблено методику проектування ковшового вхідного пристрою силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Відмінною особливістю методики є те, що вхідна частина ковшового *S*-подібного вхідного пристрою має форму еліпсу. Площа входу досліджуваного *S*-подібного вхідного пристрою дорівнює площі входу вихідного кільцевого пристрою прототипу. Розроблена методика дозволяє побудувати ковшовий вхідний пристрій силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном, забезпечуючи еквівалентність витрати повітря, в порівнянні з кільцевим вхідним пристроєм.

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.

Представлена методика має практичну цінність, вона призначена для інженерів та науковців, які займаються розробкою та дослідженням вхідних пристроїв ковшового типу.

2. Проведено розрахунок коефіцієнтів відновлення повного тиску для ковшового вхідного пристрою. Отримано залежність коефіцієнта збереження повного тиску вхідного пристрою від висоти та швидкості польоту з урахуванням впливу гвинтовентилятора турбогвинтовентиляторного двигуна. Встановлено, що зміна умов польоту менш істотно впливає на зміну коефіцієнту збереження повного тиску кільцевого, ніж ковшового вхідного пристрою. Проведеним порівнянням характеристик кільцевого та ковшового вхідного пристрою силової установки з урахуванням впливу гвинтовентилятора турбогвинтовентиляторного двигуна встановлено, що ковшовий вхідний пристрій є більш ефективний. Застосування ковшового вхідного пристрою, замість кільцевого вхідного пристрою, дозволяє підвищити коефіцієнт відновлення повного тиску на 5–7 %.

Таким чином, заміна кільцевого вхідного пристрою на ковшовий дозволить мінімізувати втрати повного тиску на вході в компресор, зменшити нерівномірність на вході в двигун. Це, в свою чергу, дозволить покращити економічність двигуна.

Література

1. Жорник, О. В. (2021). Перспективні напрями удосконалення турбогвинтовентиляторних двигунів. XXII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП «Промислова гідраліка і пневматика», 163–164.
2. Seddon, J., Goldsmith, E. L. (1999). Intake aerodynamics. London: Blackwell Science, 407. doi: <https://doi.org/10.2514/4.473616>
3. Stalewski, W., Żółtak, J. (2014). The preliminary design of the air-intake system and the nacelle in the small aircraft-engine integration process. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 86 (3), 250–258. doi: <https://doi.org/10.1108/aeat-01-2013-0015>
4. Ren, S., Liu, P. (2021). Influence of Propeller Slipstream on the Flow Field of S-Shaped Intake. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 1–14. doi: <https://doi.org/10.1155/2021/6220378>
5. Ren, S., Liu, P. (2022). Numerical Study on the Effect of Vortex Generators on S-Shaped Intake in Propeller Slipstream. *Journal of Aerospace Engineering*, 35 (3). doi: [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0001402](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0001402)
6. Marchlewski, K., Łaniewski-Wołk, Ł., Kubacki, S. (2020). Aerodynamic Shape Optimization of a Gas Turbine Engine Air-Delivery Duct. *Journal of Aerospace Engineering*, 33 (4). doi: [https://doi.org/10.1061/\(asce\)as.1943-5525.0001157](https://doi.org/10.1061/(asce)as.1943-5525.0001157)
7. Drężek, P. S., Kubacki, S., Żółtak, J. (2022). Multi-objective surrogate model-based optimization of a small aircraft engine air-intake duct. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 095441002110708. doi: <https://doi.org/10.1177/09544100211070868>
8. Migliorini, M., Zachos, P. K., MacManus, D. G., Haladuda, P. (2022). S-duct flow distortion with non-uniform inlet conditions. *Proceedings of the Institution*

of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 095441002211016. doi: <https://doi.org/10.1177/09544100221101669>

9. Fiola, C., Agarwal, R. K. (2015). Simulation of Secondary and Separated Flow in Diffusing S Ducts. *Journal of Propulsion and Power*, 31 (1), 180–191. doi: <https://doi.org/10.2514/1.b35275>

10. Gil-Prieto, D., MacManus, D. G., Zachos, P. K., Tanguy, G., Wilson, F., Chierighin, N. (2017). Delayed Detached-Eddy Simulation and Particle Image Velocimetry Investigation of S-Duct Flow Distortion. *AIAA Journal*, 55 (6), 1893–1908. doi: <https://doi.org/10.2514/1.j055468>

11. Hancock, J. P., Lyman, V., Pennock, A. P. (1986). Analysis of Results from Wind Tunnel Tests of Inlets for an Advanced Turboprop Nacelle Installation. NASA CR 174937. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19900000695>

12. Руководство по технической эксплуатации соосного винтовентилятора СВ-27 (1989). К.: АНТК им. О.К. Антонова, 229.

13. Rousseau, Ph. M., Soulimani, A., Sabourin, M. (2013). Comparison between structured hexahedral and hybrid tetrahedral meshes generated by commercial software for CFD hydraulic turbine analysis. Conference: 21st Annual Conference of the CFD Society of Canada, 9. doi: <https://doi.org/10.13140/2.1.2574.4960>

14. Жорник, О. В., Кравченко, І. Ф., Мітрахович, М. М., Денисюк, О. В. (2021). Обґрунтування моделі турбулентної в'язкості для дослідження характеристик співвісного гвинтовентилятора і входного пристрою ГТД. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*, 4, 35–39. doi: <https://doi.org/10.32620/akt.2021.4.05>

15. Самолет Ан-70 № 01-02 Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором СВ-27 (2012). АНТК им. О.К. Антонова. Тех. Отчет № 70.702.032.Д1-12, 100.

16. Wellborn, S. R., Reichert, B. A., Okiishi, T. H. (1994). Study of the compressible flow in a diffusing S-duct. *Journal of Propulsion and Power*, 10 (5), 668–675. doi: <https://doi.org/10.2514/3.23778>