УДК 621.452.322-048.78

#### doi: 10.32620/aktt.2021.4sup2.02

# О. В. ЖОРНИК, І. Ф. КРАВЧЕНКО, М. М. МІТРАХОВИЧ

## Державне підприємство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

# УДОСКОНАЛЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК КІЛЬЦЕВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРОМ

У статті розглянуто методику удосконалення характеристик кільцевого вхідного пристрою, що враховують вплив гвинтовентилятора авіаційної силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном. Показано, що збільшення втрат повного тиску у вхідному пристрої на 5% збільшує, орієнтовно, питому витрату палива на 3% та зменшує тягу двигуна на 6%, а нерівномірність потоку на вході в двигун є причиною нестійкої роботи компресора турбогвинтовентиляторного двигуна. Запропоновано удосконалення характеристики вхідного пристрою шляхом модифікації форми його обичайки і каналу. Оцінка впливу форми обичайки і каналу кільцевого осьового ВП на його основні аеродинамічні характеристики з урахуванням нерівномірності потоку за гвинтовентилятором на розрахунковому режимі роботи СУ здійснюється шляхом розрахунку коефіцієнту відновлення повного тиску. Об'єктом дослідження є кільцевий осьовий вхідний пристрій перед яким розташований співвісний гвинтовентилятор турбогвинтовентиляторного двигуна. Процес моделювання впливу форми обичайки і каналу на коефіцієнт відновлення повного тиску, колову та радіальну нерівномірність потоку за вхідним пристроєм реалізовано в програмній системі кінцево-елементного аналізу ANSYS CFX. Геометричні моделі співвісного гвинтовентилятора, обтічника і вхідного пристрою побудовані в програмі ANSYS SpaceClaim та перенесена за допомогою вбудованої функції імпорту в ANSYS Workbench. Блочно-структуровані сіткові моделі повітряних гвинтів першого та другого ряду гвинтовентилятора в кількості 1,9 млн., обтічника і вхідного пристрою, в кількості 3,9 млн., побудовані в середовищі ANSYS TurboGrid. Для замиканням системи рівнянь Нав'є-Стокса використана стандартна модель турбулентної в'язкості SST (Shear Stress Transport) Gamma Theta Transition. За результатами математичного моделювання течії в співвісних гвинтовентиляторах і дозвуковому кільцевому вхідному пристрої на максимальному крейсерському режимі турбогвинтовентиляторного двигуна розраховано коефіціснт відновлення повного тиску і встановлено, що найбільш впливовим фактором, що збільшує коефіцієнт відновлення повного тиску є форма його проточної частини.

*Ключові слова:* вхідний пристрій; гвинтовентилятор; співвісний гвинт; моделювання; турбулентна в 'язкість; розрахункова сітка; характеристики вхідного пристрою; ефективність вхідного пристрою.

#### Вступ

Розробка перспективних магістральних та транспортних літаків, як правило, включає в себе оптимізацію основних параметрів літальних апаратів (ЛА) для досягнення найкращих показників технічної досконалості, а саме досягнення високої паливної ефективності та відповідних тягових та масових характеристик.

Зростаючий з кожним роком рівень вимог до характеристик ЛА і його силової установки (СУ) - з одного боку, і стрімкий розвиток обчислювальних технологій - з іншого, призводять до того, що істотно розширюються завдання щодо удосконалення та інтеграції систем та елементів ЛА і СУ, а завдання оптимізації доводиться вирішувати все в більш і більш складних постановках з урахуванням основних факторів впливу.

В першу чергу це відноситься до найскладнішого механічному пристрою ЛА – його СУ, що

© О. В. Жорник, І. Ф. Кравченко, М. М. Мітрахович, 2021

складається з вхідного пристрою і двигуна, адже на створення нового покоління двигуна відводиться в 1,5...2 рази більше часу, ніж на створення самого ЛА [1].

Якщо раніше розвиток двигунів носив революційний характер, і удосконалення характеристик багато в чому було пов'язано з переходом до принципово нових типів двигунів, то сьогодні основні тенденції еволюції СУ пов'язані з досягненням максимального рівня досконалості кожного вузла та їх інтеграції [2].

Подальше вдосконалення авіаційних двигунів асоціюють з можливістю впровадження нових конструкційних матеріалів, нових технологій виготовлення, а також результатів математичного моделювання високого рівня на стадії розробки.

Глибина опрацювання проекту та обґрунтованість прийнятих технічних рішень багато в чому залежать від якості розрахункових методів, що використовуються. Зокрема, проблема досягнення високої паливної ефективності магістральних та транспортних ЛА не може успішно вирішуватися без детального аналізу і мінімізації всіх складових втрат та досягнення максимальної ефективності його СУ.

Ретельне вивчення цих питань із залученням розрахункових методів дозволяє відшукати деякі додаткові можливості щодо підвищення ефективності СУ літака.

## Постановка проблеми

Відомі турбогвинтовентиляторні двигуни з кільцевою формою вхідного отвору для повітря, що розташовані безпосередньо за повітряним гвинтом [2].

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

Недоліком такого ВП є те, що повітря подається в канал із зони, що розташована безпосередньо за корінною кромкою лопатей. Втрати тиску повітря в каналі підведення повітря є причиною зниження економічності двигуна. Зниження втрат повного тиску у ВП перед компресором турбогвинтовентиляторного двигуна є одним з актуальних завдань проектування. Так, збільшення втрат повного тиску у ВП на 5 % збільшує, орієнтовно, питому витрату палива на 3 % та зменшує тягу двигуна на 6 %, а нерівномірність потоку на вході в двигун є причиною нестійкої роботи компресора турбогвинтовентиляторного двигуна.

Саме тому актуальним є розробка заходів та способів удосконалення параметрів та підвищення ефективності дозвукового кільцевого вхідного пристрою СУ з турбогвинтовентиляторним двигуном шляхом визначення факторів, що найбільш впливають на основні параметри ВП та ефективність СУ.

# Аналіз попередніх досліджень та публікацій

Процес проектування ВП СУ ЛА охоплює рішення ряду задач аеродинамічної оптимізації геометричних параметрів. Результат таких досліджень є компромісом між вимогами, що є протирічними, наприклад, високе значення коефіцієнту відновлення повного тиску на вході до компресора на всіх режимах роботи двигуна, в тому числі в умовах значного бокового вітру; не значний зовнішній опір; простота і мала маса конструкції; наявність елементів для приглушення шуму та інші.

Огляд компромісних рішень при проектуванні ВП ТРД і ТРДД проведений в роботі [3].

У роботі [4] наведені результати експериментальних досліджень ряду моделей ВП при різних витратах повітря і параметрів потоку на ході. У роботі [5] визначено, що при проектування ВП використання результатів аеродинамічного експерименту має крім значної вартості і трудомісткості дуже важливий недолік - модельний розмір ВП. Модельний розмір ВП, при меншому значенні в декілька разів числа Рейнольдса призводить до більш ранішої появи відриву потоку в каналі ВП і надлишковим запасам стійкості, і як наслідок, збільшення аеродинамічного опору гондоли двигуна на крейсерському режимі. У роботі [6] використовується чисельний метод розрахунку відриву примежового шару в каналах дозвукового ВП. Більш сучасним і точним підходом, у порівнянні з [6], є вирішення рівнянь Нав'є-Стокса, що осереднені за Рейнольдсом (RANS). Використання такого методу, крім стандартних налаштувань обчислювальної процедури (шаг сітки, чисельна схема, вибір типу шагу за часом) потребує визначати раціональну модель турбулентності. У роботі [7] наведена методика оптимізації параметрів ВП (геометрії обичайки, площі входу, довжини) турбовентиляторного двигуна з використанням розрахункового методу.

При використанні зазначених методів для раціонального вибору геометричних параметрів ВП СУ з турбогвинтовентиляторним двигуном не враховується характер течії перед ВП, що обумовлений роботою гвинтовентилятора.

Аналіз досліджень робочого процесу авіаційного двигуна показує, що, незважаючи на значну кількість досліджень робочого процесу окремих його вузлів, кількість досліджень робочого процесу кільцевого ВП з урахуванням впливу повітряного співвісного гвинтовентилятора, дуже обмежена.

## Мета статті

Встановлення впливу основних геометричних параметрів кільцевого осьового ВП на його аеродинамічні характеристики з урахуванням нерівномірності потоку за гвинтовентилятором на розрахунковому режимі роботи СУ.

### Постановка задачі дослідження

Об'єктом дослідження є кільцевий осьовий ВП, перед яким розташований співвісний гвинтовентилятор турбогвинтовентиляторного двигуна типу Д-27, що є прототипом. До складу гвинтовентилятора входять два ряди гвинтів: перший ряд налічує вісім лопатей, другий – шість.

Процес моделювання роботи дозвукового кільцевого ВП реалізовано в програмній системі кінцево-елементного аналізу ANSYS CFX [8] для оцінки впливу форми обичайки на коефіцієнт відновлення повного тиску, колову та радіальну нерівномірність потоку за ВП і та складається з п'яти етапів:

Geometry – перший етап вирішення задачі, а саме створення геометричної моделі шляхом імпорту моделі. У середовищі Workbench для цього використовується модуль Geometry, що дозволяє використати додаток DesignModeler або SpaceClaimDirectModeler.

Mesh – на другому етапі виконується просторова дискретизація розрахункової області, що відповідає вихідній геометричній моделі, отриманої на попередньому етапі. Побудова розрахункової сітки виконується за допомогою модулів Meshing i ICEM CFD.

Setup – в залежності від типу аналізу, що передбачається використовувати в роботі, проводиться опис математичної моделі та підбирається необхідний розрахунковий модуль. На даному етапі необхідно задати властивості матеріалів, граничні і початкові умови задачі, вибрати методи розрахунку, налаштувати вирішувач відповідно до прийнятої фізико-математичної моделі та визначити необхідну точність розрахунку.

Solution – процес розрахунку є повністю автоматизованим, проте необхідно здійснювати контроль над процесом вирішення: стежити за поведінкою рішення і його відповідністю критеріям збіжності, виводити на екран додаткові параметри, що дозволяють оцінити необхідні кількісні характеристики рішення, і т.п.

Results – після завершення розрахунку аналізуються отримані результати і порівнюються з наявними експериментальними даними. Отримане рішення не повинно залежати від розміру сіткових елементів, що зазвичай досягається проведенням серії розрахунків на сітках різної густини.

Модель об'єкту дослідження побудована з використанням додатку до ANSYS SpaceClaim, що входить до комплексу програм ANSYS Workbench [9].

Геометрія профілю пера лопаті гвинта задається рядом перерізів, що перпендикулярні осі ОZ (рис. 1, а).

Профіль кожного перерізу пера лопаті визначається таблицею координат точок, що належать поверхні «спинки» або «коритця» і параметрів вхідної  $(X_1, Y_1, R_1)$  та вихідної  $(X_2, Y_2, R_2)$  кромок за прототипом (рис. 2).



Рис. 1. Модель лопаті повітряного гвинта: а – ескіз; б – аналітичний еталон



Рис. 2. Схема координато-точкового визначення профілю пера лопаті гвинта

Для визначеного розрахункового режиму польоту (максимальний крейсерський) кут встановлення лопатей першого гвинтовентилятора на радіусі лопаті 1600 мм становить 57,77<sup>0</sup> та другого ряду відповідно 54,70<sup>0</sup> [10].

Обтічник гвинтовентилятора побудовано за схожою до описаної вище методикою отримання геометрії лопаті за точками з координатами обводів. Точки обводів обтічника з креслень двигуна прототипу переносились до програми ANSYS SpaceClaim та за допомогою сплайну об'єднувались в єдину площину, що в свою чергу, при використанні можливостей даної програми, утворювали тіло обертання (рис. 3).



Рис. 3. Геометрична модель обтічника гвинтовентилятора

Геометрична модель ВП (рис. 4) також побудована в програмі ANSYS SpaceClaim та перенесена за допомогою вбудованої функції імпорту в ANSYS Workbench.



Рис. 4. Геометрична дозвукового кільцевого ВП

Для визначення впливу форми обичайки дозвукового кільцевого ВП на його аеродинамічні характеристики розглянуто варіанти ВП (рис. 5):

- базового вхідного пристрою (прототип);

 вхідного пристрою з обичайкою на основі профілю NACA 2412;

- вхідного пристрою з обичайкою на основі профілю NACA 63-415.



#### Рис. 5. Форми обичайки кільцевого дозвукового вхідного пристрою

Вищезазначені профілі обрані на основі аеродинамічних параметрів щодо їх лобового опору, отриманих під час проведення параметричних тестів, а також геометричних параметрів.

Для визначення впливу форми проточної частини дозвукового кільцевого ВП на його аеродинамічні характеристики розглянуто таки варіанти форми ВП (рис. 6):

- базового вхідного пристрою;
- модифікованого вхідного пристрою.



Рис. 6. Геометрична форма каналу базового і модифікованого вхідного пристрою

В ANSYS TurboGrid побудовані блочноструктуровані сіткові моделі повітряних гвинтів першого та другого ряду гвинтовентилятора розміром в 1,9 млн. комірок (рис. 7).

Розмір першого пристінкового елемента обраний у = 0,001 мм, згідно рекомендацій [10, 11] значення безрозмірного параметра у+< 2.

Розмір сіткових структурованих моделей вхідного пристрою склав 3,9 млн. комірок (рис. 8).

Дані структуровані сітки підходять для розрахунку з замиканням системи рівнянь Нав'є-Стокса моделлю турбулентності SST Gamma Theta Transition [12].



Рис. 7. Структурована розрахункова сітка гвинтів 1-го ряду при у+< 2, сітка розмірністю 1,9 млн. елементів



Рис. 8. Структурована розрахункова сітка вхідного пристрою при у+< 2, сітка розмірністю 3,9 млн. елементів

## Рішення задачі, що визначена

Оцінка впливу форми обичайки і каналу кільцевого осьового ВП на його основні аеродинамічні характеристики з урахуванням нерівномірності потоку за гвинтовентилятором на розрахунковому режимі роботи СУ здійснюється шляхом розрахунку коефіцієнту відновлення повного тиску.

Ефективність роботи вхідного пристрою оцінюється за допомогою коефіцієнту відновлення повного тиску  $\sigma_{BX}$ :

$$\sigma_{\rm BX} = \frac{p_{\rm B}^*}{p_{\rm H}^*},\tag{1}$$

де  $p_B^*$  — повний тиск на виході із вхідного пристрою;

 $p_{\rm H}^*$  – повний тиск незбуреного потоку перед СУ.

За результатами розрахунку параметрів течії на вході в двигун отримано середньо інтегральні значення повного тиску  $p_{BX}^*$ , швидкості на виході з ВП  $\upsilon_{BX}$ , коефіцієнта відновлення повного тиску  $\sigma_{BX}$  та коефіцієнта радіальної неоднорідності повного тиску  $\Delta \sigma_{BX}$  для крейсерського режиму польоту M = 0,394; H = 4000 м.

Результати моделювання порівнювалися з результатами льотних випробувань літака прототипу [13].

На рис. 9 показана візуалізація розподілу повного тиску на вході в двигун. Аналіз результатів моделювання показує, що існують відривні зони поблизу кореневої частини силових стойок. Дане явище може бути викликано попередньою закруткою потоку на вході до вхідного пристрою, що в свою чергу, обумовлено впливом роботи повітряних гвинтів.



Рис. 9. Розподіл повного тиску на виході з базового ВП

Аналіз результатів досліджень (див. рис. 9) показує, що модель дозволяє оцінювати основні ділянки течії газового потоку в каналі, а саме сліди за крайками силових стойок, торцевими поверхнями і в зонах ядра потоку.

В зоні втулкової торцевої поверхні спостерігається розвинена відривна течія, що викликана наростанням і наступним відривом примежового шару ще на внутрішній стінці каналу.

На периферії в зоні поблизу торцевої поверхні примежовий шар розвинений слабо. Це відбувається в результаті підтискання потоку у верхній меридіональній поверхні внаслідок дії сил Кориоліса через складну траєкторію руху потоку в каналі, що має поворотні ділянки в меридіональній проекції.

Порівняння результатів математичного моделювання осередненого коефіцієнта відновлення повного тиску  $\sigma_{BXcep}^{MM} = 0,9591$  з результатами випробувального полоту  $\sigma_{BXcep}^{B\Pi} = 0,9945$  [13] показує, що вони відрізняються на 3,7% і це свідчить про адекватність математичної моделі та дозволяє отримувати параметри течії в каналі з необхідною точністю.

16

На рис. 10 зображено візуалізацію розподілу повного тиску на виході з обичайкою ВП на основі профілю NACA 2412.



Рис. 10. Візуалізація розподілу повного тиску на виході з ВП з обичайкою на основі профілю NACA 2412

На рис. 11 зображено візуалізацію розподілу повного тиску на виході з обичайкою ВП на основі профілю NACA 63-415.



Рис. 11. Візуалізація розподілу повного тиску на виході з ВП з обичайкою на основі профілю NACA 63-415

На рис. 12 зображено візуалізацію розподілу повного тиску на виході з ВП, що має модифіковану форму проточної частини.

За результатами розрахунку коефіцієнта відновлення повного тиску ВП ( $\sigma_{BX}^{MOD} = 0,9748$ ), що має модифіковану форму проточної частини, і порівняння його з базовим ( $\sigma_{BX}^{\delta a3} = 0,9591$ ) можна зробити висновок, що модифікована форма проточної частини покращує характеристики вхідного пристрою на 1,64 %, порівняно з базовим.



Рис. 12. Візуалізація розподілу повного тиску на виході з ВП, що має модифіковану форму проточної частини

#### Висновки

За результатами математичного моделювання течії в дозвуковому кільцевому вхідному пристрої СУ з турбогвинтовентиляторним двигуном найбільш впливовим фактором, що збільшує коефіцієнт відновлення повного тиску є форма його проточної частини.

За результатами розрахунку коефіцієнта відновлення повного тиску ВП можна зробити висновок, що модифікована форма проточної частини покращує характеристики вхідного пристрою на 1,64%, порівняно з базовим.

# Література

1. Теория авиационных двигателей, часть 1. [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, В. Н. Котовский [и др.]; под ред. Ю. Н. Нечаева. – М. : Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2012. – 366 с.

2. Інтеграція авіаційних силових установок літальних апаратів [Текст] : підручник / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, В. В. Панін [та ін.] ; за ред. Ю. М. Терещенка. – К. : Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 344 с.

3. Sobester, A. Tradeoffs in jet inlet design: a historical perspective [Text] / A. Sobester // Journal of Aircraft. – 2007. – Vol. 44, No. 3. – P. 705–717.

4. Boles, M. A. Use of experimental separation limits in the theoretical design of V/STOL inlets. [Text] / M. A. Boles, N. O. Stockman // NASA Technical Memorandum. – 1977. – No. 73709.

5. Chou, D. C. Prediction of boundary-layer flow separation in V/STOL engine inlets [Text] / D. C. Chou, R. W. Luidens, N. O. Stockman // Journal of Aircraft. – 1978. – Vol. 15, No. 8. – P. 474–481.

6. Methods for calculating the transonic boundary layer separation for V/STOL inlets at high incidence angles [Text] / D. C. Chou, H. C. Lee, R. W. Luidens [et al.] // AIAA Conference Paper. – 1978. – No. 1340. – P. 100–106. 7. Шмырёв, В. Ф. Особенности проектирования носка воздухозаборника турбовентиляторного двигателя [Текст] / В. Ф. Шмырёв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологи : сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. унта им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2019. – Вып. 86. – С. 25-36.

8. Free Engineering Simulation Software to Students [Electronic resource] / ANSYS Inc. – Access mode: https://anysilicon.com/free-engineeringsimulation-software-students/ – 12.04.2021.

9. Иванов, Д. В. Введение в Ansys Workbench [Текст] : учеб.-метод. пособие для студентов естественно-научных дисциплин / Д. В. Иванов. А. В. Доль. – Саратов : Амирит, 2016. – 56 с.

10. Руководство по технической эксплутации соосного винтовентилятора CB-27 [Текст]. – Ступино : ОАО НПП «Аэросила», 1989. – 1216 с.

11. Построение сеток в задачах авиационной и космической техники [Текст] / А. М. Молчанов, М. А. Щербаков, Д. С. Янышев [и др.]. – М., 2013. – 260 с.

12. Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence model to engineer in applications [Text] / F. R. Menter // AIAAJ, 1994. – Vol. 32, No. 8. – P. 1598–1605.

13. Самолет Ан-70 № 01-02. Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором CB-27 [Текст] // АНТК им. О.К. Антонова. Tex. отчет № 70.702.032,Д1-12. – 2012. – 100 с.

#### References

1. Nechaev, Ju. N., Fedorov, R. M., Kotovskij, V. N., Polev, A. S. *Teorija aviacionnyh dvigatelej. Chast' 1.* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow, VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo Publ., 2012. 366 p.

2. Tereshchenko, Yu. M., Kuly`k, M. S., Panin, V. V. *Integraciya aviacijny`x sy`lovy`x ustanovok lital`ny`x aparativ* [Integration of aircraft power plants]. Kyiv, NAU-druk Publ., 2009. 344 p.

3. Sobester, A. Tradeoffs in jet inlet design: a historical perspective. *Journal of Aircraft*, 2007, vol. 44, no. 3. pp. 705-717.

4. Boles, M. A., Stockman, N. O. Use of experimental separation limits in the theoretical design of V/STOL inlets. *NASA Technical Memorandum*, 1977, no. 73709.

5. Chou, D. C., Luidens, R. W., Stockman, N. O. Prediction of boundary-layer flow separation in V/STOL engine inlets. *Journal of Aircraft*, 1978, vol. 15, no. 8. pp. 474–481.

6. Chou, D. C., Lee, H. C., Luidens, R. W., Stockman, N. O. Methods for calculating the transonic boundary layer separation for V/STOL inlets at high incidence angles. *AIAA Conference Paper*, 1978, no. 1340. pp. 100–106.

7. Shmyrjov, V. F. Osobennosti proektirovanija noska vozduhozabornika turboventiljatornogo dvigatelja [Design features of the air intake nose of a turbofan engine]. Otkrytye informacionnye i komp'juternye integrirovannye tehnologi: sb. nauch. tr. Nac. ajerokosmich. un-ta im. N. E. Zhukovskogo «HAI» – Open information and computer integrated technologies: collection of scientific papers of the National Aerospace University named after N.E. Zhukovsky "KhAI", 2019, no. 86, pp. 25-36.

8. Free Engineering Simulation Software to Students. ANSYS Inc. Available at: https://anysilicon.com/free-engineering-simulationsoftware-students/ (accessed 12.04.2021).

9. Ivanov, D. V., Dol', A. V. Vvedenie v Ansys Workbench: Ucheb.-metod. posobie dlja studentov estestvenno-nauchnyh disciplin [Ansys Workbench Introduction: A Tutorial Method. manual for students of natural sciences]. Saratov, Amirit Publ., 2016. 56 p.

10. Rukovodstvo po tehnicheskoj jekspluatacii soosnogo vintoventiljatora SV-27 [Technical operation manual for coaxial propfan SV-27]. Stupino, OAO NPP «Aerosila» Publ., 1989. 1216 p.

11. Molchanov, A. M., Shherbakov, M. A., Janyshev, D. S., Kuprikova, M. Ju., Bykov, L. V. *Postroenie setok v zadachah aviacionnoj i kosmicheskoj tehniki* [Meshing in problems of aviation and space technology]. *Moscow*, 2013. 260 p.

12. Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence model to engineer in applications. *AIAAJ*, 1994, vol. 32, no. 8. pp. 1598–1605.

13. Samolet An-70  $\mathbb{N}$  01-02. Ocenka harakteristik vhodnogo ustrojstva marshevoj dvigatel'noj ustanovki s modernizirovannym vintoventiljatorom SV-27 [An-70 aircraft No. 01-02. Evaluation of the characteristics of the entrance device of the sustainer propulsion system with the upgraded SV-27 propfan]. ANTK im. O. K. Antonova. Teh. otchet  $\mathbb{N}$  70.702.032.D1-12, 2012. 100 p.

Надійшла до редакції 31.05.2021, розглянута на редколегії 20.08.2021

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОЛЬЦЕВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОМ

#### О. В. Жорник, И. Ф. Кравченко, М. М. Митрахович

В статье рассмотрена методика совершенствования характеристик кольцевого входного устройства, учитывающая влияние винтовентилятора авиационной силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем. Показано, что увеличение потерь полного давления во входном устройстве на 5% увеличивает ориентировочно удельный расход топлива на 3% и уменьшает тягу двигателя на 6%, а неравномерность потока на входе в двигатель причиной неустойчивой работы компрессора турбовинтовентиляторного двигателя. 18

Предложено совершенствование характеристики входного устройства путем модификации формы его обечайки и канала. Оценка влияния формы обечайки и канала кольцевого осевого ВУ на его основные аэродинамические характеристики с учетом неравномерности потока за винтовентилятором на расчетном режиме работы СУ осуществляется путем расчета коэффициента восстановления полного давления. Объектом исследования является кольцевой осевое входное устройство, перед которым расположен соосный винтовентилятор турбовинтовентиляторного двигателя. Процесс моделирования влияния формы обечайки и канала на коэффициент восстановления полного давления, окружную и радиальную неравномерность потока за входным устройством реализовано в программной системе конечно-элементного анализа ANSYS CFX. Геометрические модели соосного винтовентилятора, обтекателя и входного устройства построены в программе ANSYS SpaceClaim и перенесены с помощью встроенной функции импорта в ANSYS Workbench. Блочноструктурированные сеточные модели воздушных винтов первого и второго ряда винтовентилятора в количестве 1,9млн. ячеек, обтекателя и входного устройства, в количестве 3,9 млн. ячеек построенные в среде ANSYS TurboGrid. Для замыкания системы уравнений Навье-Стокса использована стандартная модель турбулентной вязкости SST (Shear Stress Transport) Gamma Theta Transition. По результатам математического моделирования течения в соосном винтовентиляторе и дозвуковом кольцевом входном устройстве на максимальном крейсерском режиме турбовинтовентиляторного двигателя рассчитан коэффициент восстановления полного давления и установлено, что наиболее влиятельным фактором, увеличивающим коэффициент восстановления полного давления, является форма его проточной части.

Ключевые слова: входное устройство; винтовентилятор; соосный винт; моделирование; турбулентная вязкость; расчетная сетка; характеристики входного устройства; эффективность входного устройства.

## IMPROVEMENT OF CHARACTERISTICS OF THE RING INPUT DEVICE OF THE AVIATION POWER PLANT WITH THE SCREWFANTER

#### O. Zhornik, I. Kravchenko, M. Mitrakhovych

The article considers the method of improving the characteristics of the ring inlet device, taking into account the influence of the propeller of an aircraft power plant with a turboprop engine. It is shown that increasing the total pressure loss in the inlet device by 5% increases, approximately, the specific fuel consumption by 3% and reduces engine thrust by 6%, and uneven flow at the inlet to the engine is the cause of unstable compressor of the turboprop engine. It is proposed to improve the characteristics of the input device by modifying the shape of its shell and channel. Evaluation of the influence of the shape of the shell and the channel of the annular axial VP on its main aerodynamic characteristics, taking into account the non-uniformity of the flow on the fan in the calculated mode of operation of the SU is carried out by calculating the full pressure recovery factor. The object of the study is an annular axial input device in front of which is a coaxial fan turboprop fan. The process of modeling the influence of the shape of the shell and the channel on the recovery factor of total pressure, circular and radial non-uniformity of the flow through the input device is implemented in the software system of finite element analysis ANSYS CFX. Geometric models of coaxial screw fan, fairing and inlet device are built in ANSYS SpaceClaim and transferred using the built-in import function in ANSYS Workbench. Block-structured grid models of air propellers of the first and second rows of the fan in the amount of 1.9 million, fairing and inlet device, in the amount of 3.9 million, are built in the ANSYS TurboGrid environment. The standard Stern (Shear Stress Transport) Gamma Theta Transition was used to close the Navier-Stokes equation system. Based on the results of mathematical modeling of flow in coaxial fans and subsonic ring inlet device on the maximum cruising mode of the turboprop engine, the full pressure recovery factor is calculated and it is established that the most influential factor that increases its full pressure recovery factor.

**Keywords:** input device; screw fan; coaxial screw; modeling; turbulent viscosity; calculation grid; characteristics of the input device; efficiency of the input device.

Жорник Олег Володимирович – головний конструктор ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

Кравченко Ігор Федорович – д-р техн. наук, член-кореспондент НАН України, генеральний конструктор, директор ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Мітрахович Михайло Михайлович** – д-р техн. наук, проф., заступник директора ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна.

**Oleg Zhornik** – Chief Designer SE «Ivchenko-Progress», Zaporozhe, Ukraine, e-mail: zhornikov@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0002-0609-6264.

Ihor Kravchenko – Doctor of Technical Sciences, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, General Designer, Director SE «Ivchenko-Progress», Zaporozhe, Ukraine,

e-mail: ivchenko-progress@ivchenko-progress.com, ORCID: 0000-0003-2304-3356.

Mykhailo Mitrakhovych – Doctor of Technical Sciences, Professor, Deputy Director SE «Ivchenko-Progress», Zaporozhe, Ukraine,

e-mail: mmma777@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7656-1371.