

УДК 692.735.083.002.5:62-69.001.57(043.2)

В. В. КОМАРОВ¹, М. М. МІТРАХОВИЧ²¹Національний авіаційний університет, Київ, Україна²ДП «Івченко-Прогрес», Запоріжжя, Україна

МОДЕЛЮВАННЯ В ПРОГРАМНОМУ КОМПЛЕКСІ ANSYS CFX ВПЛИВУ ФОРМИ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИСТЕМИ «СПІВВІСНИЙ ПОВІТРЯНИЙ ГВИНТ – ДОЗВУКОВИЙ ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ КІЛЬЦЕВОГО ТИПУ» СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ НА НЕРІВНОМІРНІСТЬ ПОТОКУ НА ВХОДІ В КОМПРЕСОР

Наводяться модель та результати математичного моделювання течії робочого тіла в системі «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу» силової установки з гвинтовентиляторним двигуном. Відзначено вплив форми проточної частини повітрязабірника на його аеродинамічну ефективність.

Ключові слова: повітряний гвинт, вхідний пристрій, силова установка, ANSYS.

Вступ

В даний час спостерігається тенденція розробки літаків нетрадиційних аеродинамічних форм. Це пов'язано з посиленням вимог щодо літальних апаратів та конкуренцією, що загострилася. Одним з перспективних способів поліпшення аеродинамічної якості літака є застосування силової установки зі співвісними дворядими гвинтовентиляторами протилежного обертання. Проте при використанні такої компоновки вхід у повітрязабірник розташований за робочими гвинтами і, як наслідок, потік робочого тіла в зоні вхідного пристрою має складний характер.

Отже, розрахунок основних параметрів вхідного пристрою – необхідний і дуже відповідальний етап проектування силової установки практично будь-якого літака. Такі проектувальні розрахунки виконують багаторазово: варіюють режим польоту, ряд проектних параметрів (включаючи компоновку силової установки) з метою відшукування найбільш ефективного варіанту, при уточненні вихідних даних у міру розвитку проекту і виконання додаткових експериментальних досліджень. Крім того, необхідно проаналізувати роботу вхідного пристрою на різних режимах польоту, при різних кутах атаки і можливих кутах скоса потоку, а також в аварійних і позаштатних ситуаціях. Особливо багаточисельні ітерації на етапі ескізного проектування. Тому розробка досить простого і швидко здійсненого при обмежених вихідних даних методу такого розрахунку, що дозволяє скоротити витрати часу та інтелектуальних ресурсів на виконання

ескізного проектування вхідного пристрою майбутнього літака – актуальне завдання.

Постановка завдання для обчислювального експерименту

Дана робота присвячена аналізу причин, що збільшують втрати повного тиску в системі «співвісний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу» та пошуку шляхів їх зменшення.

Одне з припущень про причини зниження ефективності силової установки полягало в створенні співвісними гвинтами, що обертаються в різні сторони, потужних вихорів, які потрапляючи у вхідний пристрій двигуна створюють значні втрати повного тиску та викликають на деяких режимах роботи двигуна нестійку роботу. В свою чергу, втрати повного тиску у вхідному пристрої також можуть виникати як в результаті утворення вихрових зон встановленими силовими стойками в проточній частині повітрязабірника, що призводить до значної нерівномірності потоку робочого тіла на вході в двигун, так і через недосконалість геометрії самої проточної частини вхідного пристрою силової установки (рис. 1).

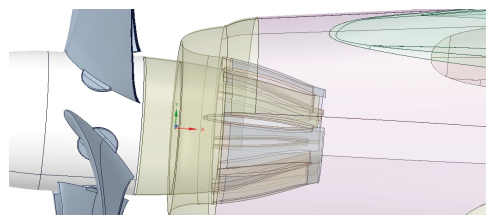


Рис. 1. Геометрична модель проточної частини повітрязабірника двигуна прототипу

Для визначення впливу форми проточної частини каналу на аеродинамічні характеристики вхідного пристрою запропоновано наступне (рис. 2):

дослідити аеродинамічні характеристики базового повітрязабірника;

дослідити аеродинамічні характеристики повітрязабірника з оновленою проточною частиною.

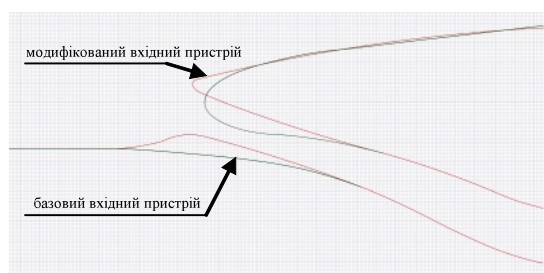


Рис. 2. Порівняння обводів базового та модифікованого вхідного пристрою

Поставлена задача вирішувалася за допомогою математичного моделювання 3-мірної течії газу в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном з використанням обчислювального комплексу ANSYS CFX [2].

В результаті моделювання отримано коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{вх}$, що порівнюються з даними льотного експерименту прототипу.

Для побудови математичної моделі використовується модель восьми- і шестилопатевого співвісного повітряного ПГ, такі як лопать, обтічник вала і механізм повороту лопатей. Використання сучасних обчислювальних інструментів дозволяє максимально докладно враховувати геометрію даного об'єкту.

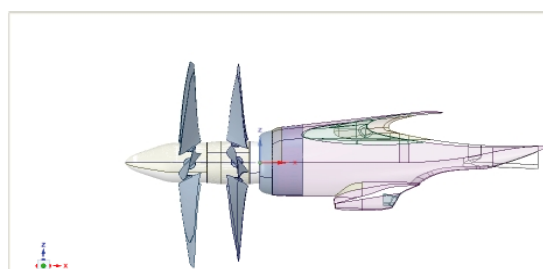


Рис. 3. Геометрична модель силової установки

Методи, що засновані на вихровій теорії [3, 4], в основному використовують лише спрощену геометрію декількох перетинів лопаті. Це значною мірою знижує обчислювальний процес і зменшує час розрахунку. Профілі, що використовуються для проведення розрахунку

з використанням цих методів, відповідають двигуну прототипу, для яких експериментально визначені характеристики ПГ.

У всіх моделях параметри течії обиралися відповідними до режиму льотного випробування (крейсерський режим): витрата газу 20,31 кг/с, швидкість польоту 470 км/год, частота обертання лопатей – 850 об/хв. На вході в розрахункову модель задавалися параметри атмосфери, згідно з показниками льотного експерименту.

Розрахункова область являє собою циліндр, що складається з обертових (1,3 розмаху) і стаціонарної (4 розмахів) частин (рис. 4).

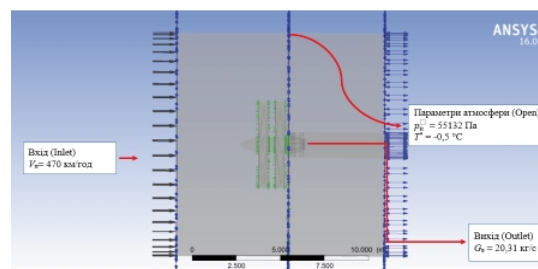


Рис. 4. Розрахункова область із граничними умовами

Розрахунок проводиться на гібридній сітці (структурована, неструктурована груба та неструктурована детальна). Розрахункова сітка складається з 2-х підобластей: обертова та стаціонарна. З досвіду попередніх розрахунків відомо, що при однаковій кількості осередків структурована сітка дає точніші результати, ніж неструктурована. Але побудова структурованої сітки займає набагато більше часу.

У даній роботі створення структурованої сітки для всієї розрахункової області займає близько 1 тижня, неструктурованої – 1,5 – 2 дні. Тому, для економії часу, було прийнято рішення використовувати гібридну сітку.

Структурована розрахункова сітка застосована по всій довжині проточної частини вхідного пристрою (рис. 5). Стаціонарна частина розрахункової області складається з гексаєдрів загальною кількістю більше 2 млн. елементів. Обертова (рис. 6) – також з гексаєдрів кількістю більше 1,5 млн. елементів. Для побудови розрахункової сітки використовувався комплекс ANSYS ICEM CFD [2].

При побудові неструктурованої розрахункової сітки на поверхнях з граничною умовою «прилипання» будуються призматичні шари (структуровані шари) для кращого опису пограничних шарів. Кількість призматичних шарів – 15.

Для моделювання течії використовувалися рівняння Нав'є-Стокса, замкнуті моделлю турбулентності Shear Stress Transport (SST) (також відома як модель Ментера [5]).

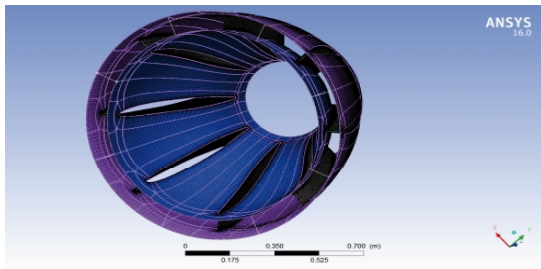


Рис. 5. Розрахункова сітка кінцевих елементів проточної частини вхідного пристрою

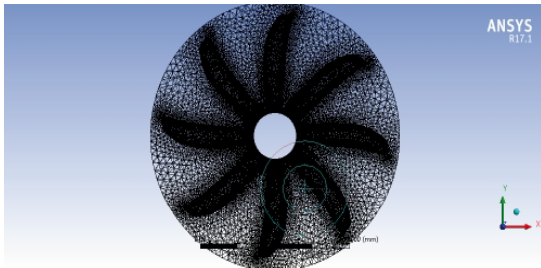
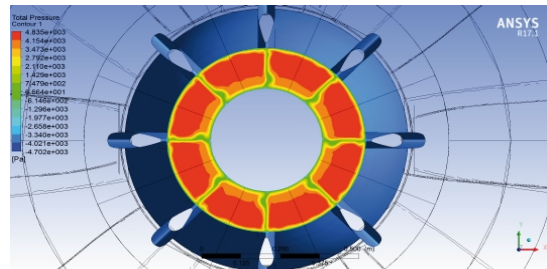
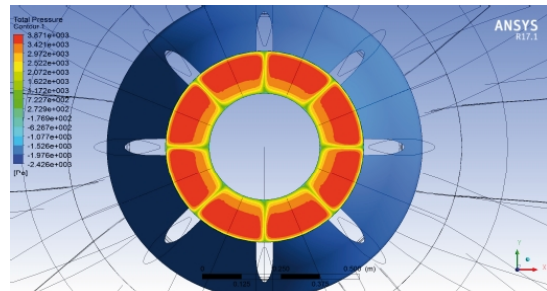


Рис. 6. Розрахункова сітка кінцевих елементів лопатей першого ряду гвинтовентилятора



а



б

Рис. 7. Розподіл повного тиску на вході двигуна:
а) базовий вхідний пристрій; б) модифікований вхідний пристрій

Потік в моделі адіабатичний, робоче середовище – газ з властивостями повітря. Теплофізичні властивості газу задавалися в залежності від температури.

Для коректної роботи пристінкових функцій моделі турбулентності, пристінні елементи виконані з критерієм $Y^+ < 1$. Це дозволяє говорити про коректний розрахунок параметрів тертя на стінках моделі.

В ході розрахунку контролювалися збіжність основних швидкісних і масових компонентів. Розрахунок вважався таким, що зійшовся після зниження рівня невязок нижче 10^{-4} .

Аналіз результатів розрахунків

Результати розрахунку з використанням моделей системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу» представлені у вигляді візуалізації параметрів течії (повного тиску та швидкості), а також значення коефіцієнта відновлення повного тиску $\sigma_{вх}$ вхідного пристрою.

На рис. 7 показана візуалізація розподілу повного тиску на вході в двигун. На даному рисунку видно наявність відривної зони поблизу кореневої частини силових стійок. Дане явище може бути викликано через попередню закрутку потоку на вході вхідного пристрою, яка, в свою чергу, обумовлена роботою ПГ.

На рис. 8 та 9 показана візуалізація розподілу швидкості потоку вздовж проточної частини вхідного пристрою. Поблизу носка обічайки відбувається гальмування потоку, його розподіл та збільшення швидкості при переході до осесиметричної (внутрішньої) частини проточної частини вхідного пристрою.

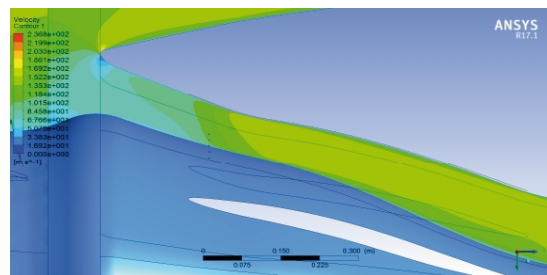
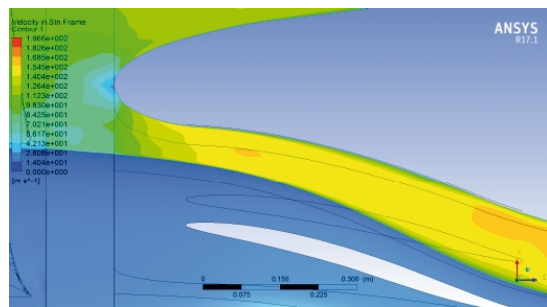


Рис. 8. Розподіл швидкості потоку вздовж тракту вхідного пристрою:
а) базовий вхідний пристрій; б) модифікований вхідний пристрій

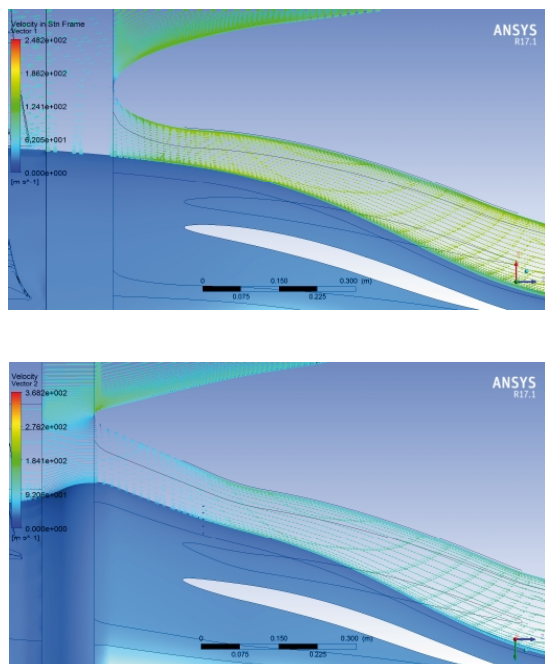


Рис. 9. Векторне зображення розподілу швидкості потоку вздовж тракту вхідного пристрою:
а) базовий вхідний пристрій; б) модифікований вхідний пристрій

В даній роботі характеристики потоку робочого тіла замірялися в трьох площинах. Розташування даних площин та їх відстань від обичайки вхідного пристрою наведено на рис. 10 та в табл.1.

Використовуючи результати розрахунку параметрів течії в системі «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу», на вході в двигун отримано значення повного тиску в перетинах p^* , швидкості потоку, коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{ВХ}$ та коефіцієнт відновлення повного тиску $\delta_{ВХ}$ (див.табл. 1).

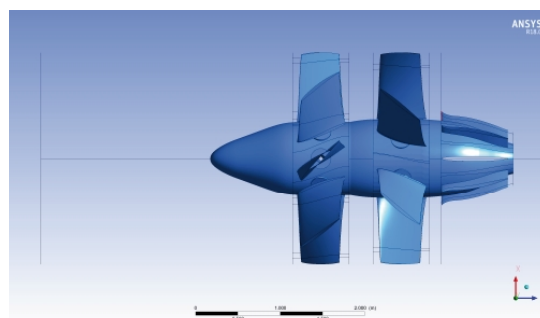


Рис.10. Розташування площин виміру значень щодо носика обичайки вхідного пристрою

Таблиця 1

Результати математичного моделювання базового та модифікованого вхідного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу»

Номер перерізу		0	В	ВХ
Відстань відносно носика обичайки, мм		5 000,00	0,00	858,93
Значення усередненого повного тиску за масовою витратою massFlowAve() в перерізі p^* , Па	Базова	61 462,40	59 815,60	58 946,50
	Модиф	61 377,90	59 728,90	59 830,00
Коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{ВХ}$	Базова	0,9591	0,9855	1,0000
	Модиф	0,9748	0,9850	1,0000
Коефіцієнт відновлення повного тиску $\delta_{ВХ}$	Базова	0,0409	0,0145	0
	Модиф	0,0252	0,015	0
Осереднене значення швидкості потоку v в перерізі, м/с	Базова	129,278	68,867	148,371
	Модиф	129,840	71,080	156,775

З аналізу даних, що наведені в таблиці 1, можна зробити висновок, що форма проточної частини повітрязбірника впливає на розрахункове значення коефіцієнта збереження повного тиску вхідного пристрою силової установки, адже отримані значення $\sigma_{ВХ}$ модифікованої форми проточної частини повітрязбірника відрізняються від значення коефіцієнта збереження повного тиску базового вхідного пристрою на 1,64%.

Таким чином, можна зробити висновок про можливість застосування розробленого методу аеродинамічного розрахунку течії в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу системи

«співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій кільцевого типу» силової установки з гвинтовентиляторним двигуном, а також для отримання аеродинамічних характеристик вхідного пристрою.

Наведені вище результати розрахунків свідчать про те, що метод дозволяє розраховувати параметри течії в каналі з необхідною точністю.

Отримані в процесі моделювання результати будуть корисними для співробітників підприємств аерокосмічного профілю, що займаються проектуванням і доведенням ГТД, та аспірантів і студентів.

Література

1. Иньков В.Д. Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором СВ-27. Технический отчет 70.702.032. Д1-12. — Киев, 2012.

2. Release 17.1 documentation for ANSYS [Электронный ресурс], ANSYS Inc., 2016.

3. Дмитриев В.Г., Павловец Г.А., Чевачин А.Ф., Быркин А.П., Иванюшкин А.К., Ким С.К., Кишалов А.Н. Исследования по разработке перспективных методов расчета

аэродинамических характеристик и проектирования воздушных винтов с учетом требований по аэродинамической эффективности и ресурсу. — Жуковский, 2005.

4. Александров В.Л. Воздушные винты. — М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951.

5. Menter F. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model / F.Menter, M.Kunitz, R.Langtry // J.Turbulence, Heat and Mass Transfer, 2003.— Vol.4.— P.625-632.

Поступила в редакцию 26.07.2017 г.

В.В. Комаров, М.М. Митрахович. Моделирование в программном комплексе ANSYS CFX влияния формы проточной части входного устройства системы «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство кольцевого типа» силовой установки с винтовентиляторным двигателем на неравномерность потока на входе в компрессор

Приводятся модель и результаты математического моделирования течения рабочего тела в системе «соосный воздушный винт — дозвуковое входное устройство кольцевого типа» силовой установки с винтовентиляторным двигателем. Отмечено влияние формы проточной части воздухозаборника на его аэродинамическую эффективность.

Ключевые слова: *воздушный винт, входное устройство, силовая установка, ANSYS.*

V.V. Komarov, M.M. Mitrakhovich. Digital computer simulation of influence of the geometry of air intake duct in «counter-rotating air blades — ring-type subsonic intake duct» system of the turboprop aircraft engine on flow's inequality at compressor inlet via ANSYS CFX computational fluid dynamics software

The results of mathematical modeling of the working fluid flow in the air intake duct in “counter-rotating air blades — ring-type subsonic intake duct” system of the turboprop aircraft engine is accomplished and present in this work. Proved that the geometry type of the air intake duct has some influence on its aerodynamic efficiency.

Key words: *air blade, air intake duct, aircraft engine, ANSYS.*