

УДК 692.735.083.002.5:62-69.001.57(043.2)

Комаров В. В. здобувач, аспірант кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: victorkomarov17@gmail.com

## МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ ОБИЧАЙКИ ТА СИЛОВОЇ СТОЙКИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИСТЕМИ «СПІВВІСНИЙ ПОВІТРЯНИЙ ГВИНТ – ДОЗВУКОВИЙ ВХІДНИЙ ПРИСТРІЙ» СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ НА ЇЇ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Метою роботи є розробка методики визначення параметрів «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій» силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном та рекомендацій щодо удосконалення характеристик дозвукового вхідного пристрою ТГвВД, шляхом раціонального профілювання та оптимізації геометричних параметрів елементів проточної частини вхідного пристрою в системі «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій» із застосуванням сучасних програмних засобів моделювання.*

*Методи дослідження.* Отримані результати базуються на розрахункових методах теорії авіаційних двигунів, теорії робочих процесів його елементів; теорії примежового шару; теорії газової динаміки. Також, у процесі досліджень використовувались методи математичного моделювання, метод кінцевих елементів для розв'язання задач газодинаміки потоку.

*Отримані результати.* В роботі наводяться результати математичного моделювання 3-мірної течії робочого тіла в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном в спеціалізованому обчислювальному комплексі ANSYS CFX. Досліджено вплив форми обичайки та силової стойки вхідного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій» на його аеродинамічну ефективність. Результати дослідження представлено у вигляді візуалізації параметрів течії газу, а також значення коефіцієнта відновлення повного тиску вхідного пристрою.

*Наукова новизна.* Вперше розроблено математичну модель системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій» та методики систематизованого аналізу варіантів профілювання елементів дозвукового вхідного пристрою кільцевого типу силової установки з турбогвинтовентиляторним двигуном з метою удосконалення його аеродинамічних характеристик.

*Практичну цінність* роботи становлять методи й моделі, що запропоновані в роботі та доведені до інженерних методик, що дозволяють вирішувати інженерні та наукові задачі щодо розрахунку параметрів течії та ефективності системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий вхідний пристрій».

*Ключові слова:* співвісний повітряний гвинт; вхідний пристрій; обичайка; силова стойка; аеродинамічні характеристики; коефіцієнт відновлення повного тиску; ANSYS CFX.

### ВСТУП

Посилення вимог до літального апарату (ЛА) та його систем обумовлено конкуренцією на ринку авіаційних перевезень.

Одним з ефективних способів удосконалення аеродинамічної якості ЛА є застосування силової установки (СУ) зі співвісними дворядними гвинтовентиляторами протилежного обертання. При такій компоновці СУ потік у вхідний пристрій (ВП), що розташований за робочими гвинтами, має складний характер.

Отже, математичне моделювання ВП, для отримання його аеродинамічних характеристик, дозволяє оцінювати вплив на них геометричних параметрів та режимів польоту ЛА.

Це дозволяє скоротити витрати часу та інтелектуальних ресурсів на виконання ескізного проектування ВП ЛА, що є дуже актуальним завданням.

### ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ДЛЯ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Відомо [1], що зміна геометричних параметрів ВП впливає на аеродинамічну ефективність СУ.

Втрати повного тиску ВП можуть виникати, як в результаті утворення вихрових зон силовими стойками в проточній частині, що призводить до значної нерівномірності потоку робочого тіла на вході в двигун, так і через зменшення площі робочої зони на вході каналу, що викликане опорою обичайки ВП.

Аналізу причин, що викликали дане зниження, а також знаходження шляхів їх усунення і присвячена дана робота.

Геометрична модель проточної частини ВП СУ наведена на рис. 1.

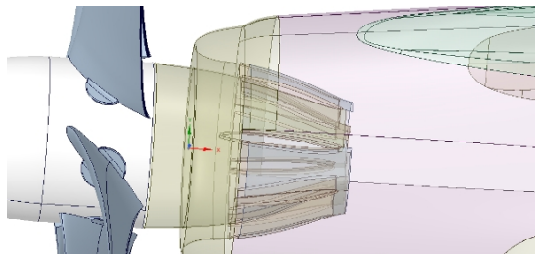


Рисунок 1. Геометрична модель проточної частини ВП СУ

Для визначення впливу форми обичайки ВП на його аеродинамічні характеристики проведено математичне моделювання з використанням таких варіантів (рис. 2):

- базовий ВП;
- ВП з обичайкою на основі профіля *NACA 2412* [2];
- ВП з обичайкою на основі профіля *NACA 63-415* [3].

Для визначення впливу форми елементів проточної частини каналу на аеродинамічні характеристики ВП запропоновано наступне (рис. 3):

- дослідити аеродинамічні характеристики ВП зі зменшеною на 10% від базової довжиною хорди силової стойки;
- дослідити аеродинамічні характеристики ВП зі спрофілюваною та зменшеною на 10% від базової довжиною хорди силової стойки.

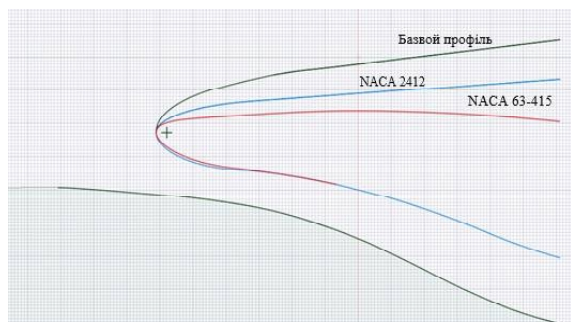


Рисунок 2. Варіанти обводів обичайок ВП

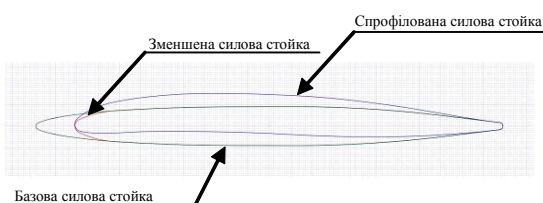


Рисунок 3. Обводи базового та модифікованого ВП

Поставлена задача вирішувалася за допомогою математичного моделювання 3-мірної течії газу в дозвуковому ВП кільцевого типу СУ з гвинтовентиляторним двигуном в спеціалізованому обчислювальному комплексі ANSYS CFX [4].

Побудову геометричної моделі співвісного повітряного гвинта (ПГ), в якій є основні частини ПГ, такі як лопать, обтічник вала і механізм повороту лопатей (рис. 4) та створення математичної моделі дослідження детально описано в роботі [5].

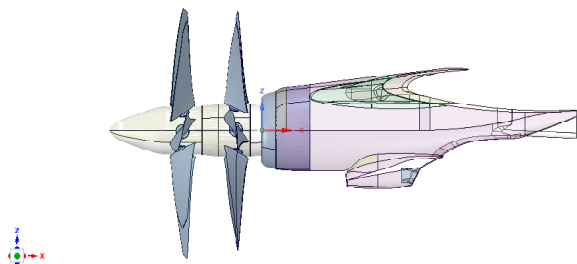


Рис. 4. Геометрична модель СУ

Профілювання форми силової стойки відбувалося за допомогою алгоритму профілювання по середній лінії, що підтримується програмним комплексом AxSTREAM [6]. Даний режим профілювання дозволяє використовувати вже існуючі форми профіля та модифікувати їх за наступними критеріями:

- підгонка під ефективний кут виходу потоку (AdjustedGaug);
- підгонка під кут встановлення (AdjustedStg);
- підгонка під середню лінію (AdjustedCamb).

У роботі використано саме режим підгонки під ефективний кут виходу потоку, що дозволило профілю, що застосовується до перетину, масштабуватися по хорді та встановлювати передню кромку силової стойки таким чином, щоб забезпечити заданий ефективний кут виходу потоку.

Отже, використання сучасних обчислювальних інструментів, що вказані вище, дозволяє максимально докладно враховувати геометрію досліджуваного об'єкту.

В результаті математичного моделювання отримано наступні характеристики ВП: повний тиск на вході в двигун  $p_{ex}^*$ , коефіцієнт збереження повного тиску  $\sigma_{ex}$ , що порівнюються з результатами льотних випробувань [1].

### АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ РОЗРАХУНКІВ

Результати моделювання впливу форми обичайки ВП та форми силової стойки на його аеродинамічні характеристики представлені у вигляді візуалізації параметрів течії (повного тиску та швидкості), а також значення коефіцієнта відновлення повного тиску двх ВП.

На рис. 5 показана візуалізація розподілу повного тиску на вході у двигун. На зображенні чітко

виражено наявністю відривної зони поблизу кореневої частини силових стійок. Дане явище може бути викликано через попередню закрутку потоку робочого тіла на вході до ВП, що, в свою чергу, обумовлено обертовою роботою лопатей двигуна.

На отриманій картині розподілу повного тиску чітко видно основні ділянки течії газового потоку в каналі, а саме закримочні сліди силових стійок, торцеві поверхні і область ядра потоку. В області втулкової торцевої поверхні спостерігається розвинена відривна течія, що викликана наростанням і наступним відривом примежового шару ще на внутрішній стінці каналу. На периферії в області поблизу торцевої поверхні примежовий шар розвинений слабо. Це відбувається в результаті підтискання потоку у верхній меридіональній поверхні внаслідок дії коріолісових сил через складну траєкторію руху потоку в каналі, що має поворотні ділянки в меридіональній проекції.

На рис. 6 показана візуалізація розподілу швидкості потоку вздовж проточної частини ВП. На всіх варіантах розрахунку поблизу носка обичайки відбувається гальмування потоку, його розподіл та збільшення швидкості при переході до осесиметричної (внутрішньої) частини.

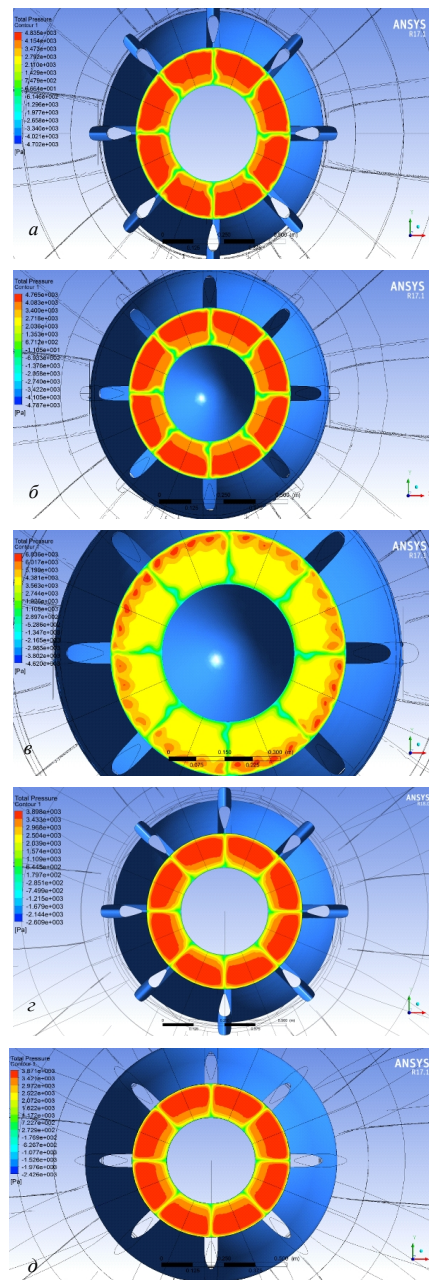
У втулковій області видно слід каналного вихору, який практично «зливається» з зоною відриву на картині течії. Оскільки через стиснення на периферії примежовий шар дуже тонкий, поблизу верхньої торцевої поверхні не спостерігається розвиненої вторинної течії.

Внаслідок цього ядро потоку зміщується в верхню половину каналу. У свою чергу таке сильне зниження ефективної площі пропускного перетину призводить до значного перерозподілу витрат повітряних мас по висоті. Внаслідок цього стиснення в області периферії стає більш інтенсивним.

Виникнення настільки розвиненого відривного потоку в області втулки пояснюється поворотом потоку повітря при переході з похилого кільцевого каналу дифузора в осьовий канал кільцевої решітки. Оскільки при течії потоку в дифузори товщина примежового шару збільшується по довжині каналу, то різка зміна кута нахилу меридіонально-го перетину призводить до відриву на втулці.

Поблизу закримочних слідів на спинці лопаток поблизу втулки спостерігається розвинена область вторинних течій. Вихровий потік близько верхньої торцевої поверхні менш інтенсивний через стиснення примежового шару градієнтом тиску, що діють у напрямку від втулки до периферії.

Характеристики потоку вимірювалися в трьох площинах. Розташування даних площин та їх відстань від обичайки вхідного пристрою наведено на рис. 7 та табл. 1. Використовуючи результати розрахунку параметрів течії в системі «співвісний повітряний гвинт – дозвуківий вхідний пристрій», на вході в двигун отримано

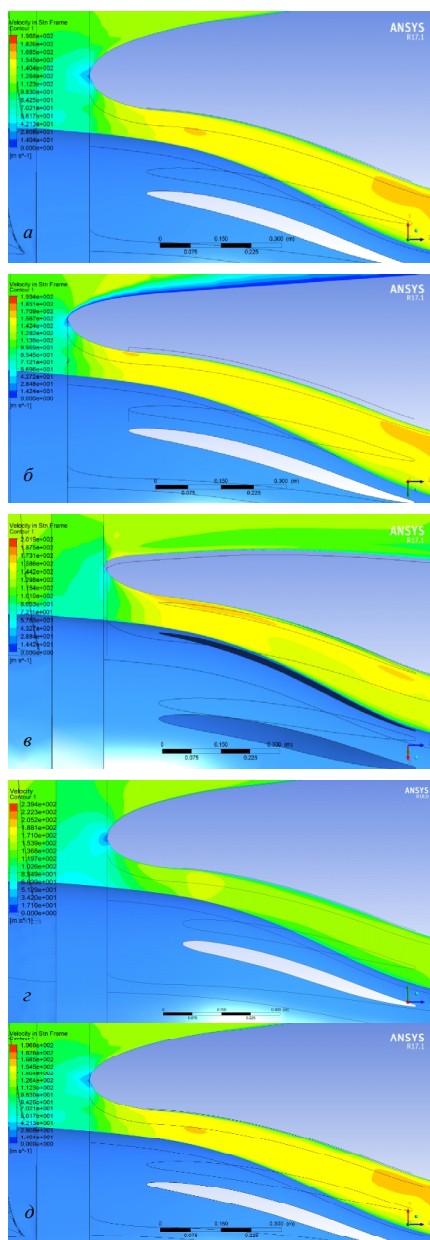


**Рисунок 5.** Розподіл повного тиску на вході до двигуна: *a* – базовий ВП; *б* – NACA 2412; *в* – NACA 63-415; *г* – зменшена силова стойка; *д* – спрофільована силова стойка

значення повного тиску в перетинах  $p^*$ , швидкості потоку  $x$ , коефіцієнта збереження повного тиску  $\sigma_{ex}$  та коефіцієнта відновлення повного тиску  $\delta_{ex}$  (див. табл. 1).

## ВИСНОВОК

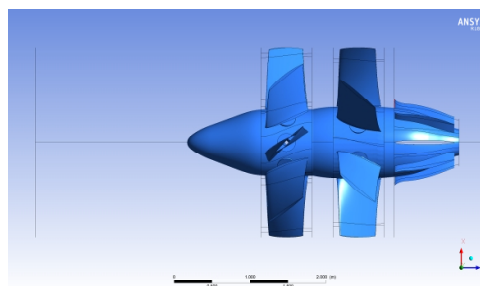
З аналізу даних таблиці 1 можна зробити висновки, що форма обичайки майже не впливає на розрахункове значення коефіцієнта збереження повного тиску ВП, адже отримані значення  $\sigma_{ex}$  форм обичайок NACA 2412 та NACA 63-415 відрізняються від значення коефіцієнта збережен-



**Рисунок 6.** Розподіл швидкості потоку вздовж тракту ВП: *a* – базовий ВП; *b* – NACA 2412; *c* – NACA 63-415; *d* – зменшена силова стойка; *d* – спрофільована силова стойка

ня повного тиску базового ВП на 0,06% (погіршення) та 0,26% (поліпшення). Проте сама форма проточної частини ВП більшою мірою впливає на розрахункове значення коефіцієнта збереження повного тиску  $\sigma_{ax}$  ВП СУ, адже отримані значення модифікованої форми проточної частини ВП відрізняються від значення коефіцієнта збереження повного тиску базового ВП на 2,89%.

Таким чином, можна зробити висновок про можливість застосування розробленого методу аеродинамічного розрахунку течії в дозвуковому вхідному пристрої кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном для отримання аеродинамічних характеристик ВП.



**Рисунок 7.** Розташування площин виміру значень щодо носика обичайки вхідного пристрою

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

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

#### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- [1]. Иньков В. Д. Оценка характеристик входного устройства маршевой двигательной установки с модернизированным винтовентилятором СВ-27 / Иньков В. Д. Технический отчет 70.702.032.Д1-12. – К., 2012.
- [2]. Er. Shivam Saxena, Mr. Rahul Kumar. Design of NACA 2412 and its Analysis at Different Angle of Attacks, Reynolds Numbers, and a wind tunnel test // International Journal of Engineering Research and General Science Volume 3, Issue 2, March-April, 2015.
- [3]. Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou. Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 // Airfoil Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark, December 2000.
- [4]. Release 17.1 documentation for ANSYS [Электронный ресурс], ANSYS Inc., 2016.
- [5]. Комаров В. В. 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 / В. В. Комаров, М. М. Мітрахович // Вісник двигунобудування. – 2017. – № 2. – С. 122–126 – Библиогр.: с. 122.
- [6]. AxSTREAM - Концептуальное проектирование осевых турбин. Руководство пользователя, часть 5. Профилирование лопаток и решеток профилей в системе AxSTREAM версия 2.3.x [Электронный ресурс], SoftInWay, Inc., 2008.

Статья поступила в редакцию 15.06.2018

**Таблица 1.** Результаты математического моделирования базового та модифицированного входного пристрою системи «співвісний повітряний гвинт – дозвуковий входний пристрій»

Номер перерізу		0	B	BX
Відстань відносно носика обичайки, мм		5 000,00	0,00	-858,93
Значення усередненого повного тиску за масовою витратою в перерізі $p^*$ , Па	базовий ВП	61 462,40	59 815,60	58 946,50
	NACA 2412	61 377,90	59 728,90	58 830,00
	NACA 63-415	61 423,30	60 030,90	59 062,40
	зменш. стойка	61 428,70	59 842,30	60 469,10
	спроф. стойка	61 397,30	59 831,90	60 583,80
Коефіцієнт збереження повного тиску $\sigma_{ex}$	базовий ВП	1,0000	0,9732	0,9591
	NACA 2412	1,0000	0,9731	0,9585
	NACA 63-415	1,0000	0,9773	0,9616
	зменш. стойка	1,0000	0,9742	0,9844
	спроф. стойка	1,0000	0,9745	0,9868
Коефіцієнт відновлення повного тиску $\delta_{ex}$	базовий ВП	0,0000	0,0268	0,0409
	NACA 2412	0,0000	0,0269	0,0415
	NACA 63-415	0,0000	0,0227	0,0384
	зменш. стойка	0,0000	0,0258	0,0156
	спроф. стойка	0,0000	0,0255	0,0132
Осереднене значення швидкості потоку $v$ в перерізі, м/с	базовий ВП	129,278	68,867	148,371
	NACA 2412	129,840	71,080	148,775
	NACA 63-415	129,606	65,320	148,184
	зменш. стойка	129,369	75,965	154,869
	спроф. стойка	129,840	76,882	156,775

**Комаров В. В.** соискатель, аспирант кафедры авиационных двигателей Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: victorkomarov17@gmail.com

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ОБЕЧАЙКИ И СИЛОВОЙ СТОЙКИ ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ «СООСНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ – ДОЗВУКОВОЕ ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО» СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Целью работы* является разработка методики определения параметров системы «соосный воздушный винт – дозвуковое входное устройство» силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем и рекомендаций по улучшению характеристик дозвукового входного устройства ТВД, путем рационального профилирования и оптимизации геометрических параметров элементов проточной части входного устройства в системе «соосный воздушный винт – дозвуковое входное устройство» с применением современных программных средств моделирования.

*Методы исследования.* Полученные результаты основаны на расчетных методах теории авиационных двигателей, теории рабочих процессов его элементов; теории пограничного слоя; теории газовой динамики. Также, в процессе исследований использовались методы математического моделирования, метод конечных элементов для решения задач газодинамики потока.

*Полученные результаты.* В работе приводятся результаты математического моделирования 3-мерного течения рабочего тела в дозвуковом входном устройстве кольцевого типа силовой установки с винтовентиляторным двигателем в специализированном вычислительном комплексе ANSYS CFX. Исследовано влияние формы обечайки и силовой стойки входного устройства системы «соосный воздушный винт – дозвуковое входное устройство» на его аэродинамическую эффективность. Результаты исследования представлены в виде визуализации параметров течения газа, а также значения коэффициента восстановления полного давления входного устройства.

**Научная новизна.** Впервые разработана математическая модель системы «соосный воздушный винт – дозвуковое входное устройство» и методики систематизированного анализа вариантов профилирования элементов дозвукового входного устройства кольцевого типа силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем с целью усовершенствования его аэродинамических характеристик.

**Практическую ценность** работы составляют методы и модели, предложенные в работе и доведенные до инженерных методик, позволяющих решать инженерные и научные задачи по расчету параметров течения и эффективности системы «соосный воздушный винт – дозвуковое входное устройство».

**Ключевые слова:** соосный воздушный винт; входное устройство; обечайка; силовая стойка; аэродинамические характеристики; коэффициент восстановления полного давления; ANSYS CFX.

**Komarov V.V.**

Postgraduate Student, Aircraft Engine Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine, e-mail: [victorkomarov17@gmail.com](mailto:victorkomarov17@gmail.com)

## DIGITAL COMPUTER SIMULATION OF THE AIR INTAKE LIP AND INLET GUIDE VANES GEOMETRY IN «COUNTER-ROTATING AIR BLADES – SUBSONIC INTAKE DUCT» SYSTEM OF THE TURBOPROP AIRCRAFT ENGINE ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

**The purpose of the paper is to develop methodology for determining the parameters of the «counter-rotating air blades – subsonic intake duct» systems of a turboprop aircraft engine and develop recommendations on turboprop aircraft engine subsonic intake duct's characteristics improvement by rational profiling and optimization of its flowpass elements geometric parameters in the «counter-rotating air blades – subsonic intake duct» system using a modern simulating software.**

**Research methods.** The obtained results are based on the calculation methods of the theory of aircraft engines, the theory of the working processes of its elements; boundary layer theory; dynamics gas theory. In addition, during the research were used methods of mathematical modeling, the finite element method for solving gas flow dynamics problems.

**The results of CFD modeling in the ANSYS CFX programme of the working fluid flow in the air intake duct in «counter-rotating air blades – subsonic intake duct» system of the turboprop aircraft engine is accomplished and presented in the paper. Proved that the geometry of the air intake lip and inlet guide vanes has some influence on its aerodynamic efficiency. Study results are presented in the form of the gas flow parameters visualization and the air intake total pressure recovery ratio values as well.**

**Scientific novelty.** At the first time the mathematical model of a «counter-rotating air blades – subsonic intake duct» system and methods of systematized analysis of the options for profiling elements of the subsonic ring-type input intake duct of a turboprop aircraft engine is developed for the purpose of improving its aerodynamic characteristics.

**Practical value of this paper consists of the proposed methods and techniques that allow solving engineering and scientific problems in calculating the flow parameters and efficiency of the «counter-rotating air blades – subsonic intake duct» systems.**

**Key words:** counter-rotating air blades; air blade; air intake duct; aircraft engine; air intake lip; aerodynamic characteristics; total pressure recovery ratio; ANSYS CFX.

### REFERENCES

- [1]. Inkov V. D. (2012). Ocenka karakteristik vhodnogo ustrojstva marshevoj dvigatelnoy ustanovki s modernizirovannym vintoventiljatorom SV-27. Technical report 70.702.032.D1-12.
- [2]. Er. Shivam Saxena, Mr. Rahul Kumar (2015) Design of NACA 2412 and its Analysis at Different Angle of Attacks, Reynolds Numbers, and a wind tunnel test // *International Journal of Engineering Research and General Science*
- [3]. Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou. Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 // Airfoil Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark, December 2000.
- [4]. Release 17.1 documentation for ANSYS [Electronic resource], ANSYS Inc., 2016.
- [5]. Komarov V. V. (2017). Digital computer simulation of the air intake flow duct geometry influence in “counter-rotating air blades – ring-type subsonic intake duct” system of the turboprop aircraft engine on flow's inequality at the compressor inlet via ANSYS CFX computational fluid dynamics software // *Herald of Aeroenginebuilding*, 2, 122–126.
- [6]. AxSTREAM - Conceptual design of an axial turbines. User guide, part 5. Profile profiling of blades and gratings of profiles in the system AxSTREAM rev. 2.3.x [Electronic resource], SoftInWay, Inc., 2008.