

УДК 629.735

Ю. Ю. ТЕРЕЩЕНКО¹, Ю. М. ТЕРЕЩЕНКО¹, К. В. ДОРОШЕНКО¹,
В. Ю. УСЕНКО²

¹Національний авіаційний університет, Київ

²ДП «АНТОНОВ», Київ

ПРОФІЛЬНИЙ ОПІР МОТОГОНДОЛИ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

Проведено оцінку впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування пограничного шару перед турбовентиляторною приставкою газотурбінного двигуна при обтіканні мотогондоли в'язким потоком.

Ключові слова: пограничний шар, профільний опір, мотогондола, турбовентиляторна приставка, чисельний експеримент.

Вступ. Аеродинамічне узгодження літака і газотурбінного двигуна є однією з важливіших проблем, які виникають при проектуванні дозвукових пасажирських літаків. Ця проблема поряд з вимогами щодо забезпечення необхідних умов роботи двигуна і безпеки польоту включає в себе вирішення задачі забезпечення мінімального профільного опору мотогондоли. Це, в першу чергу, пов'язано з високими вимогами до аеродинамічної досконалості дозвукових пасажирських літаків, а також забезпечення високої економічності.

Аналіз досліджень і публікацій. В роботі [1] розглянуті деякі питання аеродинамічного узгодження мотогондоли з крилом дозвукового пасажирського літака. Приведено аналіз особливостей обтікання компонування крила, пілона і гондоли і намічені шляхи можливого зменшення шкідливої інтерференції. Основа підходу до вирішення цього завдання - відповідність поверхні елементів силової установки місцевим лініям струму поблизу крила, вибір розташування мотогондоли щодо крила і деформація поверхні крила для компенсацій збурень, що вносяться силовою установкою при обтіканні крила. Ефективність запропонованої теоретичної методики підтверджується результатами експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі на серії моделей, в тому числі з деформованими пілонами і крилами.

У роботах [2-6] розглянуті задачі моделювання обтікання мотогондоли. В роботі [2] проведено чисельне дослідження трансзвукового обтікання мотогондоли. У розрахунках використовувалася обчислювальна програма Ansys-14 Fluent. У серії 2d розрахунків вивчена картина формування місцевих надзвукових зон навколо гондоли при збільшенні числа Маха набігаючого потоку від 0,82 до 0,95. Виявлено, що їх злиття відбувається при $M \approx 0,945$. У тривимірному моделюванні досліджено вплив кута атаки потоку на процес злиття надзвукових областей при $M = 0,943$. Виявлено аномальне (в порівнянні з плоским обтіканням профілів) злиття надзвукових зон на нижньому боці гондоли при збільшенні кута атаки.

В роботі [3] описана методика моделювання обтікання трансзвуковим потоком мотогондоли авіаційного двигуна. Чисельна методика базується на нестационарних рівняннях Нав'є-Стокса. Для замикання вихідних рівнянь використовувалася однопараметрична диференціальна модель турбулентності Спаларта-Аллмараса. В роботі представлені результати розрахунків обтікання мотогондоли з працюючим двигуном.

В роботі [4] методами математичного моделювання досліджуються особливості обтікання мотогондоли двигуна при запуску на аеродромі. В роботі отримані вихрові структури, що виникають при наявності бокового вітру, вивчені траєкторії твердих частинок, підхоплені вітром з поверхні землі. Також в роботі запропоновані методи захисту двигуна від попадання сторонніх предметів. Авторами [4] було проведено дослідження можливості ослаблення або ліквідації вихрового обтікання перед входом повітрязбірника шляхом видування струменя газу в напрямку вихору. Для цього всередині мотогондоли слід передбачити спеціальний насадок, через який може видувати повітря, що відбирається за вентилятором. Насадок орієнтований таким чином, щоб потік повітря з нього був направлений до основи вихору на злітно - посадкову смугу.

В роботі [5] розглянуто вплив розміщення мотогондоли з працюючим двигуном та реактивного струменя на аеродинамічні характеристики крила на злітно-посадочному та крейсерському режимі польоту. Наведена методика розрахунку параметрів потоку біля поверхні компоновки літака (крило, мотогондола, закриток) з урахуванням в'язко-нев'язкої взаємодії та турбулентного струменя від двигуна. Визначені раціональні параметри розміщення мотогондоли з двигуном відносно крила, які покращують аеродинамічні характеристики літака на різних режимах польоту.

В роботі [6] представлені результати чисельного розрахунку оптимізації інтеграції мотогондоли і пілона на літаку з метою зменшення аеродинамічного опору.

В роботах [7-9] описані розроблені методи щодо розрахунку аеродинамічного опору мотогондоли. В роботі [7] запропоновано метод розрахунку аеродинамічного опору мотогондоли на основі чисельного моделювання течії.

В роботі [8] розглянуто моделювання обтікання ідеальним газом мотогондоли з працюючим двигуном і впливом реактивного струменя. Запропоновано метод розрахунку параметрів повітряного потоку біля тілесної мотогондоли з урахуванням реактивного струменя від двигуна. В якості вихідних даних прийняті: тяга двигуна, повна температура на виході з двигуна, швидкість і висота польоту літака. Для моделювання роботи двигуна використовували тілесну мотогондолу і два активних перерізи. Представлено результати розрахунку коефіцієнта тиску за зовнішньою поверхнею мотогондоли і порівняння їх з експериментом.

В роботі [9] описаний чисельний метод, який використовується для розрахунку опору в різних мотогондолах довгих і коротких каналів. Двовимірні і тривимірні обчислення були виконані за допомогою рішення рівнянь Рейнольдса, усереднених за Нав'є-Стокса з використанням комерційного коду для обчислювальної гідродинаміки.

В роботі [10] запропонований метод розрахунку навколомовного вісесиметричного обтікання мотогондоли без центрального тіла з урахуванням в'язкості. Як рівняння руху при розрахунку потенційного обтікання використовується повне рівняння щодо потенціалу. Вирішення завдання в меридіональній площині ведеться кінцево-різницею методом за допомогою алгоритму релаксації. Розрахункова область при цьому конформно відображається на кільце. Урахування в'язкості в припущенні безвіддривності обтікання здійснюється в наближенні пограничного шару. Для розрахунку ламінарного і турбулентного пограничного шару використовується диференціальний метод. В роботі представлені приклади розрахунку.

В роботі [12] детально розглянуті аспекти аеродинамічного опору мотогондоли для двоконтурного двигуна з різним ступенем двоконтурності, в тому числі і з ультрависоким значенням ступеня двоконструності з переднім розміщенням вентилятора. Таким чином, дослідження профільного опору мотогондоли – актуальне питання.

Забезпечення конкурентоспроможних двигунів вимагає освоєння нових конструкційних схем двигунів. Однією із таких перспективних схем є триконтурний турбореактивний двигун із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Теоретичні розрахунки показують, що він має високу ефективність і економічність в порівнянні з сучасними двоконтурними двигунами різного ступеня двоконтурності [11]. Однак питання щодо дослідження профільного опору мотогондоли газотурбінного двигуна (ГТД) з турбовентиляторною приставкою до теперішнього часу не досліджено.

Мета роботи. Метою роботи є оцінка впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондоли на формування пограничного шару перед турбовентиляторною приставкою при обтіканні мотогондоли в'язким потоком.

Результати досліджень та їх обговорення. При обтіканні мотогондоли реальним газом завжди має місце прилипання потоку до стінок. Явище прилипання значно змінює картину ліній току, так як воно визиває, внаслідок тертя, заторможення прилеглого до стінок тонкого шару газу. В тонкому шарі швидкість течії збільшується від нуля на стінці (прилипання) до свого повного значення у зовнішньому потоці, в якому течію можна розглядати без наявності тертя. Зазначений тонкий шар називається пограничним шаром або шаром тертя.

При обтіканні мотогондоли товщина пограничного шару збільшується вздовж поверхні мотогондоли двигуна в напрямку до задньої кромки. Це пов'язано з тим, що кількість заторможеної речовини збільшується. Наявність опору мотогондоли викликає втрати енергії у пограничному шарі, що спричинює зменшення витрати повітря на вході в ГТД з турбовентиляторною приставкою, що в свою чергу впливає на зменшення реактивної сили тяги у вентиляторному контурі.

Аналітично товщину пограничного шару можна визначити за наступним рівнянням [13]:

$$\frac{\delta}{l} = 0,37 (\text{Re}_l)^{-1/5},$$

де δ – товщина пограничного шару, l – довжина мотогондоли для якої розраховується пограничний шар, $\text{Re}_l = \frac{V \cdot l}{\nu}$ – число Рейнольдса, де V – швидкість потоку, ν – кінематична в'язкість повітря.

Однією з інтегральних характеристик пограничного шару є товщина втрати імпульсу. Вона має наступний зв'язок зі товщиною пограничного шару [13]:

$$\delta^* = \delta \frac{1}{n+1}, \quad (1)$$

де $n = 1,43 \dots 2,5$.

Чисельний експеримент дає можливість проводити дослідження опору мотогондоли ГТД з турбовентиляторною приставкою при різних зовнішніх умовах і швидкостях польоту. Для розрахунку обтікання використовуються осереднені

рівняння Нав'є – Стокса, які замикалися моделлю турбулентної в'язкості SST Ментера.

На рис. 1 представлена досліджувана модель мотогондולי. Максимальний діаметр мотогондולי для газогенератора складає – 0,6 м, довжина мотогондולי до турбовентиляторної приставки – 2,5 м, діаметр мотогондולי турбовентиляторної приставки – 1 м.

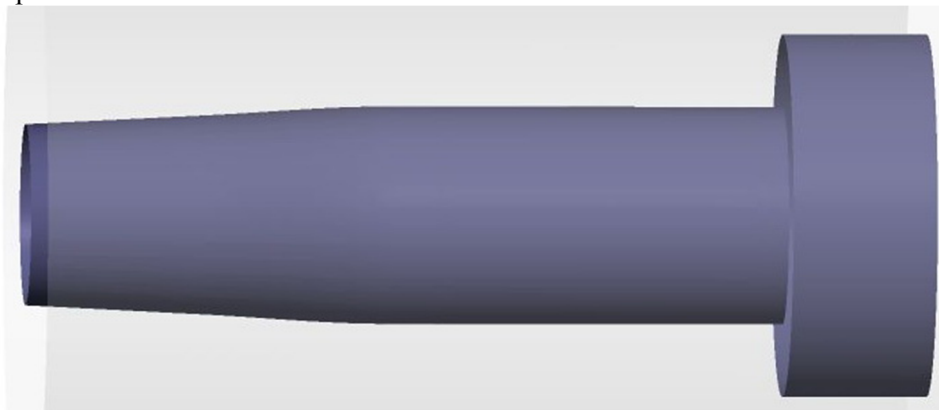


Рис. 1. Модель мотогондולי ГТД з турбовентиляторною приставкою

Була проведена серія розрахунків обтікання мотогондולי з турбовентиляторною приставкою при числах Маха $M = 0,3 \dots 0,8$.

На рис. 2 показано поле швидкостей на вході у вентиляторний контур мотогондולי ГТД з турбовентиляторною приставкою.

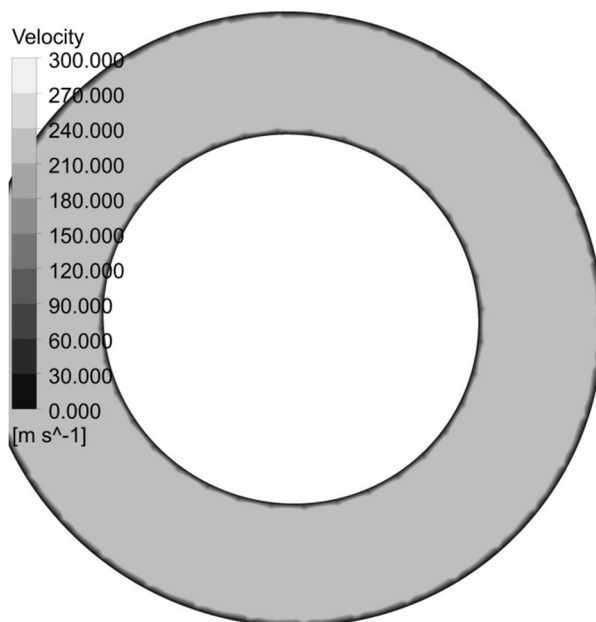


Рис. 2. Поле швидкостей на вході у вентиляторний контур мотогондולי ГТД з турбовентиляторною приставкою

Візуалізація обтікання мотогондולי ілюструє вплив пограничного шару на поверхні мотогондולי на течію перед вентиляторним контуром турбовентиляторної приставки. Для аналізу впливу параметрів течії на зовнішній поверхні турбо-

вентиляторної приставки на формування пограничного шару досліджувався вплив числа Рейнольдса на товщину витіснення δ^* перед вхідним перерізом турбовентиляторної приставки.

За результатами розрахунків побудована залежність товщини витіснення пограничного шару δ^* від числа Рейнольдса. Крапками позначені результати чисельного експерименту, лінією з крапками – результати аналітичного розрахунку, отримані за рівнянням (1).

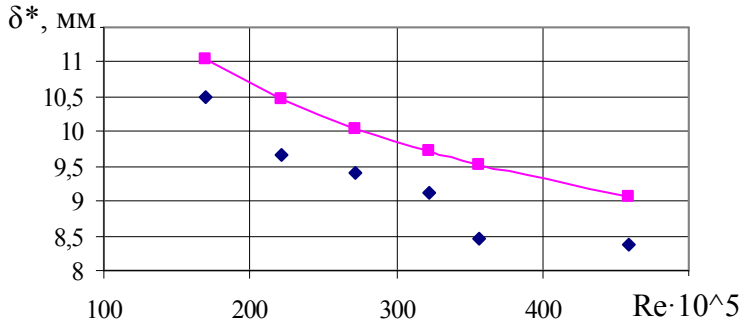


Рис. 3. Залежність товщини витіснення пограничного шару від числа Рейнольдса

Залежність, що представлено на рис.3, ілюструє характер зміни товщини витіснення пограничного шару від зміни числа Рейнольдса. Результати аналітичних розрахунків добре узгоджуються з отриманими даними чисельного експерименту.

Результати досліджень показують, що товщина витіснення пограничного шару може суттєво впливати на величину витрати повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки при значеннях числа $Re = 170 \dots 450 \cdot 10^5$.

Висновки. В роботі проведена оцінка впливу параметрів течії на зовнішній поверхні мотогондoli на формування пограничного шару перед турбовентиляторною приставкою ГТД при обтіканні мотогондoli в'язким потоком.

Отримані результати показали, що існує необхідність урахування товщини витіснення при розрахунку витрати повітря у вентиляторному контурі ГТД з турбовентиляторною приставкою.

Список літератури

1. Скоморохов С.И. Об аэродинамическом согласовании крыла и мотогондолы / С.И. Скоморохов, Л.Л. Теперин // Ученые записки ЦАГИ. – 1990. – Том XXI. – №1. – С.82-88.
2. Бабарыкин К.В. Особенности трансзвукового обтекания мотогондолы при изменении угла атаки // Естественные и математические науки в современном мире: сб. ст. по матер. XXXVI-XXXVII междунар. науч.-практ. конф. № 11-12(35). – Новосибирск: СибАК, 2015.
3. Приходько А.А. Численное моделирование обтекания трансзвуковым потоком мотогондолы авиационного двигателя // Вестник двигателестроения. Запорожье, – 2009. – № 3. – С. 77–81
4. Слободкина Ф. А. Исследование методами математического моделирования обтекания мотогондолы авиадвигателя при взлете с аэродрома / Ф. А. Слободкина, В.В. Малинин // Двигатель. – 2009г. - № 3(63).
5. Лебедь В.Г. Чисельне дослідження впливу розташування двигуна на аеродинамічні характеристики літака /В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко // Системи озброєння і військова техніка. – 2014. - № 2(38). – С. 117 – 121.
6. Jing L. Aerodynamic design optimization of nacelle/pylon position on an aircraft /L. Jing, G. Zhenghong, H. Jiangtao, Zh. Ke // Chinese Journal of Aeronautics. – 2013. - №26(4). – P. 850–857.

7. Yufei Zh. Drag prediction method of powered-on civil aircraft based on thrust drag bookkeeping / Zh. Yufei, Ch. Haixin, F. Song, Zh. Miao, Zh. Meihong // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2015. – № 28(4). – P.1023–1033
8. Сушко А. Л. Метод расчета обтекания телесной мотогондолы с учетом реактивной струи от двигателя / А. Л. Сушко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – 2013. – Вып. 4. – С. 33-39.
9. Trapp L. G. Evaluation of nacelle drag using Computational Fluid Dynamics /L. G. Trapp, H. G. Argentieri // *J. Aerosp. Technol. Manag.* – 2010. – Vol.2, No.2, P. 145-154.
10. Вышинский В.В. Расчет околозвукового осесимметричного обтекания мотогондолы с учетом вязкости / В.В. Вышинский, С. В. Ляпунов // *Ученые записки ЦАГИ*. – 1988. – Том XIX. – №3. – С.26-33.
11. Терещенко, Ю.М. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей: монография [Текст]/ Ю.М. Терещенко, Н.С. Кулик, И.А. Ластивка [и др.]; под ред. проф. Ю.М. Терещенко. – К.: Изд-во Нац. авиац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116с.
12. Robinson M. Aspects of aero-engine nacelle drag / M. Robinson, D. G. MacManus Ch. Sheaf // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. – 2018. – 24p. doi: 10.1177/0954410018765574
13. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя [Текст]/ Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1969. – 742 с.

Стаття надійшла до редакції 13.12.2018

Терещенко Юрій Юрійович – канд. техн. наук, старший викладач кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету.

Терещенко Юрій Матвійович Васильович – докт. техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Terj@nau.edu.ua

Дорошенко Катерина Вікторівна – канд. техн. наук, доцент кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Doroshenko@nau.edu.ua.

Усенко В'ячеслав Юрійович – начальник відділу силових установок ДП «Антонов», usenko@antonov.com

Y. Y. TERESHCHENKO, Y. M. TERESHCHENKO, K. V. DOROSHENKO,
V. Y. USENKO

PROFILE RESISTANCE OF A GAS-TURBINE ENGINE NACELLE WITH A TURBOFAN ATTACHMENT

Aerodynamic coordination of the aircraft and the gas turbine engine is one of the most important problems that arise when designing subsonic passenger aircraft. Providing competitive engines requires the development of new engine design schemes. One of these promising schemes is a gas turbine engine with a rear-mounted turbofan attachment. Theoretical calculations show that it has high efficiency and efficiency compared with modern bypass engines of varying of bypass. However, the question of studying the profile resistance of the engine nacelle of a gas turbine engine with a rear-mounted turbofan attachment has not yet been studied. When a real gas is wrapped around the engine nacelle, flow always sticks to the walls. The presence of the resistance of the engine nacelle causes energy losses in the boundary layer, which causes a decrease in the air flow rate at the inlet to the gas turbine engine with a turbofan attachment. This fact affects the reduction of reactive thrust in the fan circuit.

The numerical experiment makes it possible to study the resistance of the engine nacelle of a gas turbine engine with a turbofan attachment under various external conditions and flight speeds. To calculate the flow, the averaged Navier – Stokes equations are used, which are closed by the Menter SST turbulent viscosity model.

A series of calculations was made of the flow the engine nacelle with a rear-mounted turbofan attachment with Mach numbers $M = 0.3 \dots 0.8$.

The paper assesses the effect of flow parameters on the outer surface of the engine nacelle on the formation of the boundary layer in front of the turbofan attachment of a gas turbine engine when viscous air flows the engine nacelle.

The results showed that there is a need to take into account the thickness of the displacement when calculating the air flow in the fan circuit of a gas turbine engine with a rear-mounted turbofan attachment.

Key words: boundary layer, profile resistance, nacelle, turbofan attachment, numerical experiment.

References

1. Skomorohov S.I. Ob ajerodinamicheskom soglasovanii kryla i motogondoly / S.I. Skomorohov, L.L. Teperin // Uchenye zapiski CAGI. – 1990. – Tom HHI. – №1. – S.82-88.
2. Babarykin K.V. Osobennosti transzvukovogo obtekanija motogondoly pri izmenenii ugla ataki // Estestvennye i matematicheskie nauki v sovremennom mire: sb. st. po mater. XXXVI-XXXVII mezhdunar. nauch.-prakt. konf. № 11-12(35). – Novosibirsk: SibAK, 2015.
3. Prihod'ko A.A. Chislennoe modelirovanie obtekanija transzvukovym potokom motogondoly aviacionnogo dvigatelja // Vestnik dvigatelestroenija. Zaporozh'e, – 2009. – № 3. – S. 77–81
4. Slobodkina F. A. Issledovanie metodami matematicheskogo modelirovanija obtekanija motogondoly aviadvigatelja pri vzlete s ajerodroma / F. A. Slobodkina, V.V. Malinin // Dvigatel'. – 2009g. - № 3(63).
5. Lebed' V.G. Chisel'ne doslidzhennja vplivu roztashuvannja dviguna na aerodinamichni harakteristiki litaka /V.G. Lebed', A.L. Sushko // Sistemi ozbroennja i vijs'kova tehnika. – 2014. - № 2(38). – S. 117 – 121.
6. Jing L. Aerodynamic design optimization of nacelle/pylon position on an aircraft /L. Jing, G. Zhenghong, H. Jiangtao, Zh. Ke // Chinese Journal of Aeronautics. – 2013. - №26(4). – P. 850–857
7. Yufei Zh. Drag prediction method of powered-on civil aircraft based on thrust drag bookkeeping / Zh. Yufei, Ch. Haixin , F. Song , Zh. Miao , Zh. Meihong // Chinese Journal of Aeronautics. – 2015. - № 28(4). – P.1023–1033

-
8. Sushko A. L. Metod rascheta obtekanija telesnoj motogondoly s uchetom reaktivnoj strui ot dvigatelja / A. L. Sushko // Voprosy proektirovanija i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov. - 2013. - Vyp. 4. - S. 33-39.
 9. Trapp L. G. Evaluation of nacelle drag using Computational Fluid Dynamics /L. G. Trapp, H. G. Argentieri // J. Aerosp. Technol. Manag. – 2010. - Vol.2, No.2, P. 145-154.
 10. Vyshinskij V.V. Raschet okolozvukovogo osesimmetrichnogo obtekanija motogondoly s uchetom vjazkosti / V.V. Vyshinskij, S V. Ljapunov // Uchenye zapiski CAGI. – 1988. – Tom HIH. – №3. – S.26-33.
 11. Tereshhenko, Yu.M. Teorija aviacionnyh trehkonturnyh turboreaktivnyh dvigatelej: monografija [Tekst]/ Ju.M. Tereshhenko, N.S. Kulik, I.A. Lastivka [i dr.]; pod red. prof. Ju.M. Tereshhenko. – K.: Izd-vo Nac. aviac. un-ta «NAU-druk», 2010. – 116s.
 12. Robinson M. Aspects of aero-engine nacelle drag / M. Robinson, D. G. MacManus Ch. Sheaf // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. - 2018. – 24p. doi: 10.1177/0954410018765574
 13. Shlihting, G. Teorija pograničnogo sloja [Tekst]/ G. Shlihting. – M.: Nauka, 1969.– 742 s.