

Ю. Ю. ТЕРЕЩЕНКО, І. О. ЛАСТІВКА, П. В. ГУМЕНЮК, СУ ХУНСЯН

Національний авіаційний університет, Київ

ЕФЕКТИВНА ТЯГА ТА ЗОВНІШНІЙ ОПІР АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Підвищення економічності та ефективності газотурбінного двигуна може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема отримання максимальної ефективної тяги та силової установки на основі інтеграції параметрів і характеристик мотогондолою та газотурбінного двигуна, що складається з модуля універсального газогенератора і модуля турбовентилятора. Зменшення негативного впливу модуля мотогондолою на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою, яка може бути вирішена на основі отримання результатів досліджень інтеграційних параметрів та характеристик мотогондолою газогенераторного модуля та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки, а саме з реалізацією конструктивно-компонувальної схеми газотурбінного двигуна модульної конструкції із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки. Для сучасних силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами з великим ступенем двоконтурності зовнішній опір складає 2-3% від тяги двигуна на крейському режимі. Результати експериментальних досліджень показали, що зовнішній опір силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами сучасних надзвукових літаків складає 4-6% від тяги двигуна на крейсерському режимі роботи. У роботі розглядаються питання аеродинамічної інтеграції газотурбінного двигуна і мотогондолою силової установки літального апарату. Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарату передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик літального апарату з метою отримання оптимальних параметрів та характеристик літального апарату в розрахункових умовах польоту. В роботі отримано залежності відносної ефективної тяги від швидкості польоту. Отримані залежності показують вплив зовнішнього опору мотогондолою на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту. Розрахунки виконано для подовження мотогондолою в діапазоні від 4 до 8.

Ключові слова: ефективна тяга; силова установка; газотурбінний двигун; зовнішній опір силової установки; мотогондола.

Вступ

Ефективна тяга, що визначає ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів, суттєвим чином залежить від параметрів і характеристик силових установок газотурбінного двигуна та втрат, обумовлених зовнішнім опором силової установки в процесі польоту [1 – 11]. Підвищення економічності та ефективності літального апарату може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату. Отримання максимальної ефективної тяги силової установки може бути забезпечено на основі оптимальної інтеграції параметрів і характеристик мотогондолою та газотурбінного двигуна. Зменшення негативного впливу модуля мотогондолою на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива може бути забезпечено на основі отримання результатів досліджень інтеграційних параметрів та характеристик мотогондолою газогенераторного модуля та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки.

У роботі розглядається задача щодо оцінки впливу зовнішнього опору мотогондолою авіаційної силової установки на ефективну тягу багатоконтурного газотурбінного двигуна. Інтеграція газотурбінних двигунів нових схем із турбовентиляторною приставкою і мотогондолою силової установки літального апарату та визначення умов оптимізації їх параметрів та характеристик є актуальною проблемою сучасного двигунобудування.

1. Постановка задачі

Розглянемо визначення ефективної тяги авіаційної силової установки з багатоконтурним газотурбінним двигуном, що розташованої в окремій мотогондолі, за наступних припущень :

- мотогондола обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки;
- потік, що обтікає мотогондолу, сталий, рівномірний;
- мотогондола двигуна складається з головної частини (обичайки повітрязабирача), центральної

циліндричної і кормової частин.

На рис.1 наведена розрахункова схема силової установки для загального випадку компоновання газотурбінного двигуна в мотогондолі літального апарату.

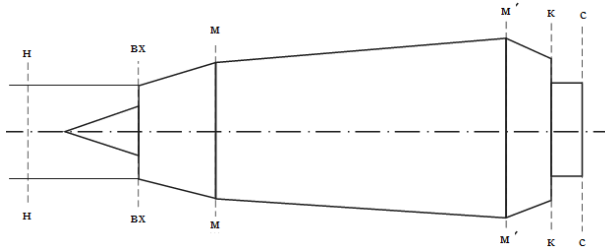


Рис. 1. Розрахункова схема мотогондолої авіаційної силової установки

Виділимо контрольною поверхнею об'єм, який обмежується перерізом н-н на вході (у незбуреному потоці), на виході перерізом с-с і корпусом мотогондолої. Тоді потік повітря, що набігає на силову установку, ділиться на зовнішній, що обтікає силову установку ззовні, і внутрішній, такий, що проходить через газотурбінний двигун.

Ефективну тягу силової установки визначаємо за формулою

$$R_{\text{еф}} = R - X_{\text{зовн}}, \quad (1)$$

де R – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на внутрішню поверхню двигуна (внутрішня тяга двигуна);

$X_{\text{зовн}}$ – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондолої.

При розрахунках за формулою (1) сили, що діють у напрямках польоту, є додатними, а сили, що діють в протилежному напрямі, – від'ємними.

Внутрішня тяга (або просто тяга) багатоконтурного газотурбінного двигуна визначається термогазодинамічними параметрами робочого процесу за формулою

$$R = (G_{\Gamma}c_{c1} - G_{\text{в1}}V) + F_{c1}(p_{c1} - p_{\text{н}}) + (G_{\text{в2}}c_{c2} - G_{\text{в}}V) + F_{c2}(p_{c2} - p_{\text{н}}).$$

Зовнішній опір мотогондолої визначається дією на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря:

$$X_{\text{мг}} = X_{\text{р}} + X_{\text{тр}}, \quad (2)$$

де $X_{\text{р}}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондолої двигуна в проекції на вісь двигуна;

$X_{\text{тр}}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря об поверхню мотогондолої двигуна.

Таким чином, ефективну тягу авіаційної сило-

вої установки визначають дві компоненти: внутрішня тяга (або просто тяга) двигуна та зовнішній аеродинамічний опір мотогондолої силової установки.

Для багатоконтурного газотурбінного двигуна відношення витрати повітря через другий контур $G_{\text{вII}}$ до витрати повітря через перший контур $G_{\text{вI}}$ характеризує ступінь двоконтурності двигуна:

$$m_{\Gamma} = G_{\text{вII}}/G_{\text{вI}}.$$

Враховуючи, що витрата газу через газогенераторний контур багатоконтурного двигуна

$$G_{\Gamma} = G_{\text{в}}/G_{\text{п}},$$

де $G_{\text{п}}$ – витрата палива, і позначивши

$$g_{\text{п}} = G_{\text{п}}/G_{\text{в}},$$

де $g_{\text{п}}$ – відносна витрата палива.

Внутрішня сила тяги визначається за формулою

$$R = G_{\text{в}}(1 + g_{\text{п}})(c_{c1} - V) + F_{c1}(p_{c1} - p_{\text{н}}) + G_{\text{в2}}(c_{c2} - V) + F_{c2}(p_{c2} - p_{\text{н}}).$$

Формула (2) для розрахунку зовнішнього опору після простих перетворень має такий вигляд:

$$X_{\text{зовн}} = X_{\text{об.р}} + X_{\text{об}} + X_{\text{мг.р}} + X_{\text{мг}} + X_{\text{кор}},$$

де $X_{\text{об.р}}$ – опір обичайки повітрязабирача, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці вх-м);

$X_{\text{об}}$ – опір обичайки мотогондолої двигуна, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці вх-м);

$X_{\text{мг.р}}$ – опір центральної частини мотогондолої двигуна, обумовлений дією сил тиску на ділянці м-м';

$X_{\text{мг}}$ – опір центральної частини мотогондолої, обумовлений дією сил тертя (на ділянці м-м');

$X_{\text{кор}}$ – кормовий опір сил тиску мотогондолої.

Опір тертя повітря, обумовлений силами в'язкості на межі потоку з зовнішнім корпусом авіаційної силової установки, визначається розподілом дотичного напруження тертя на поверхні мотогондолої.

На надзвукових швидкостях польоту зовнішній опір сил тиску стає великим і його необхідно враховувати при визначенні ефективної тяги авіаційної силової установки. На рис. 2 показано, що найбільш суттєво впливає зовнішній опір мотогондолої на ефективну тягу силової установки з газотурбінним двигуном при надзвукових швидкостях польоту. Результати експериментальних досліджень показа-

ли, що зовнішній опір силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами сучасних надзвукових літаків складає 4-6 % від тяги двигуна на крейсерському режимі роботи.

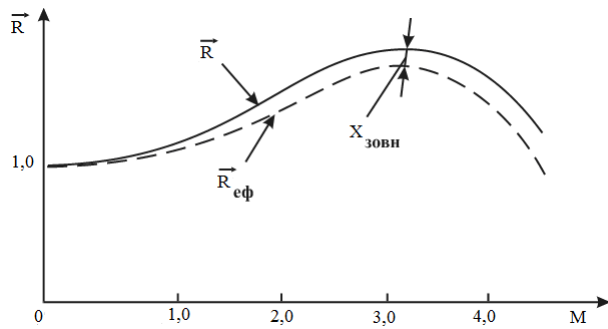


Рис. 2. Вплив зовнішнього опору авіаційної силової установки надзвукового літального апарату на ефективну тягу двигуна в залежності від швидкості польоту

Для сучасних силових установок з двоконтурними газотурбінними двигунами з великим ступенем двоконтурності зовнішній опір складає 2-3 % від тяги двигуна на крейсерському режимі.

З метою отримання найкращих параметрів та характеристик літального апарату в розрахункових умовах польоту передбачається узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондолою літального апарату [1, 4, 5, 7, 8, 11].

2. Оцінка впливу зовнішнього опору мотогондолою на ефективну тягу авіаційної силової установки з багатоконтурним газотурбінним двигуном

Оцінимо вплив зовнішнього опору мотогондолою на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту за наступних припущень: профільний опір мотогондолою авіаційної силової установки $X_{мг}$ визначається без урахування інтерференції несучих поверхонь крила, фюзеляжу, пілонів кріплення двигунів з мотогондолою силової установки; для визначення профільного опору мотогондолою розв'язується задача в'язкого обтікання тіла обертання [1, 2, 7, 8, 10].

Профільний опір мотогондолою без урахування інтерференції з крилом, фюзеляжем, пілоном кріплення двигуна визначається формулою

$$X_{мг} = 2C_{X_{мг}} \rho v^2 S_{мг} \lambda,$$

де $C_{X_{мг}}$ – коефіцієнт аеродинамічного опору мотогондолою

силової установки;

$S_{мг}$ – площа міделевого перерізу циліндричної мотогондолою двигуна;

$\lambda = l_0/d_0$ – подовження циліндричної мотогондолою силової установки.

Значення коефіцієнта зовнішнього опору мотогондолою $C_{X_{мг}}$ визначалися на основі результатів експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик вісесиметричних тіл [1, 2, 3, 8, 10].

За умови оптимального розподілу роботи циклу між контурами можна вважати, що швидкості на виході з контурів рівні між собою, тобто $c_{c1} = c_{c2} = c_c$.

У цьому випадку внутрішня тяга турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) з роздільним виходом потоків визначається за формулою

$$R_{вн} = G_{вн} (1+m)(c_c - V).$$

З урахуванням співвідношення

$$G_{вн} = \rho V F_1 = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4},$$

маємо:

$$R_{вн} = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4} (1+m)(c_c - V). \quad (3)$$

Зовнішній опір силової установки визначається в основному профільним опором мотогондолою ($C_{X_{ф,мг}}$). Опором сил тиску, хвильовим опором і донним опором при дозвукових швидкостях польоту можна знехтувати.

Для циліндричної мотогондолою

$$X_{мг} = C_{X_{ф}} \frac{\rho V^2}{2} \pi D_0 l_0.$$

Ефективна тяга двигуна з циліндричною мотогондолою при дозвукових швидкостях польоту може визначатися за формулою

$$R_{еф} = \rho V \frac{\pi D_0^2}{4} (1+m)(c_c - V) - C_{X_{ф}} \frac{\rho V^2}{2} \pi D_0 l_0. \quad (4)$$

Відносний вплив зовнішнього аеродинамічного опору мотогондолою на ефективну тягу силової установки оцінимо як відношення ефективної тяги двигуна до його внутрішньої тяги

$$\bar{R}_{еф} = R_{еф}/R. \quad (5)$$

Позначивши подовження мотогондолою $\lambda_{гт}$ як відношення довжини мотогондолою l_1 до її діаметру d_1 , тобто

$$\lambda_{гт} = \frac{l_1}{d_1}$$

та підставивши в (5) значення R (3) і $X_{\text{МГ}}$ (4), отримаємо залежність для оцінки впливу відносних параметрів мотогондолої та ступеня двоконтурності газотурбінного двигуна на ефективну тягу

$$\bar{R}_{\text{еф}} = 1 - \frac{2C_{Xf_{\text{МГ}}} \lambda V}{(1+m)(c_c - V)},$$

де m – ступінь двоконтурності двигуна;

$C_{Xf_{\text{МГ}}}$ – коефіцієнт профільного аеродинамічного опору мотогондолої.

На рис. 3 і 4 показано вплив зовнішнього опору мотогондолої на ефективну тягу двоконтурного двигуна при дозвукових швидкостях польоту.

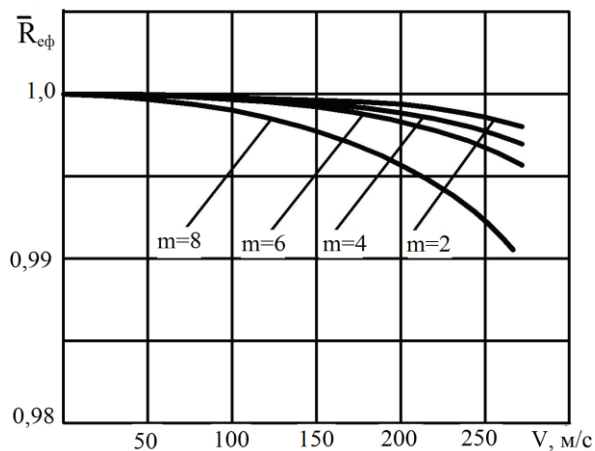


Рис. 3. Вплив зовнішнього опору мотогондолої на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондолої $\lambda = 4$)

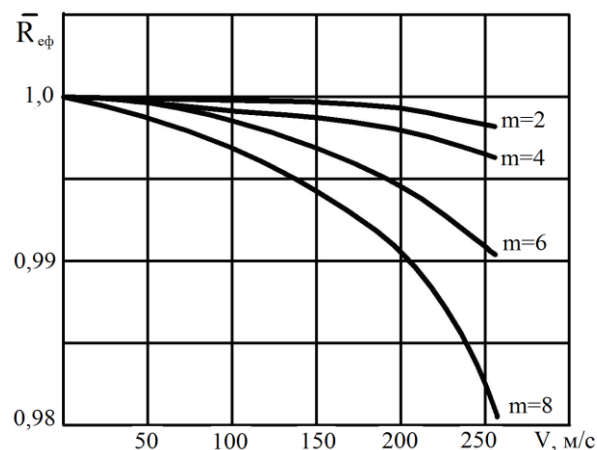


Рис. 4. Вплив зовнішнього опору мотогондолої на ефективну тягу двоконтурного двигуна (подовження мотогондолої $\lambda = 8$)

Аналіз залежностей, представлених на рис. 3 та рис. 4, свідчить про суттєвий вплив ступеня багатоконтурності газотурбінного двигуна та подовження мотогондолої силової установки на профільний опір

мотогондолої та ефективну тягу ТРДД традиційних схем з великим ступенем двоконтурності.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондолої на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива є актуальною проблемою. Вона може бути вирішена на основі досліджень інтеграційних параметрів та аеродинамічних характеристик модуля мотогондолої газотурбінного двигуна та термодинамічних характеристик модуля газотурбінного двигуна.

Одним із шляхів покращення характеристик авіаційних силових установок є впровадження новітніх багатоконтурних газотурбінних двигунів із надвисоким ступенем двоконтурності, розподілених силових установок, двигунів із термодинамічним впливом на робочі процеси термодинамічного циклу газотурбінного двигуна та багатоконтурних газотурбінних двигунів із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки [6, 9]. Турбовентиляторна приставка підвищує тягу і економічність двигуна. Заднє розташування вентилятора дозволяє без значних змін конструкції газогенератора створювати модульні конструкції газотурбінних двигунів (ТРД або ТРДД).

На рис. 5 наведено схему триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою із застосуванням уніфікованого базового двоконтурного газогенератора.

Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві головні задачі, що стоять при створенні газотурбінних двигунів.

По-перше, з якнайменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства газотурбінних двигунів на основі одного базового газогенератора. Ступінь збільшення тяги порівняно з тягою початкового двигуна зменшується у міру зростання швидкості польоту. На крейсерському режимі польоту з дозвуковою швидкістю збільшення тяги складає до 15 %.

По-друге, поліпшити тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД за рахунок зменшення зовнішнього опору ступінчастої мотогондолої порівняно з мотогондолою ТРДД традиційної компоновки та усунення негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля і, як наслідок, збільшенням внутрішньої тяги двигуна при практично незмінній витраті палива в контурі газогенератора.

З погляду аеродинамічної інтеграції силової установки і літального апарату ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки (штовхаючий турбовентилятор) дозволяє якнайповніше реалізувати аеродинамічні характеристики крила і поліпшити акустичні характеристики силової установки.

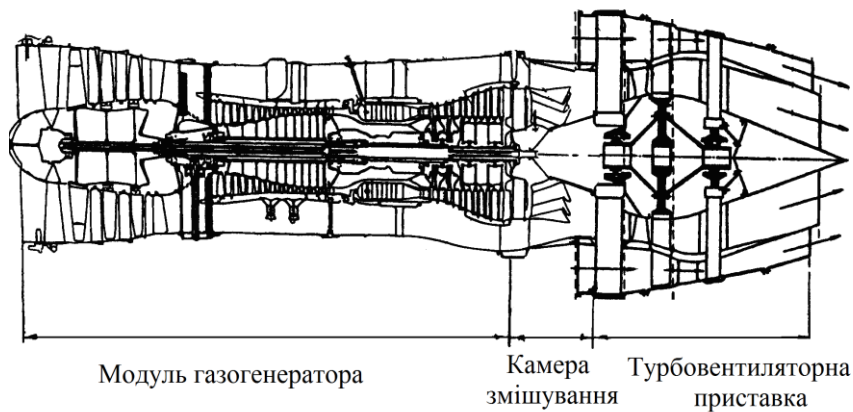


Рис. 5. Схема триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою

Аеротермогазодинамічна інтеграція газотурбінного двигуна і літального апарату передбачає узгодження параметрів робочого процесу і характеристик газотурбінного двигуна та параметрів і характеристик мотогондoli літального апарату з метою отримання оптимальних параметрів та характеристик літального апарату в розрахункових умовах польоту.

Зменшення негативного впливу модуля мотогондoli на ефективну тягу та ефективну питому витрату палива авіаційного газотурбінного двигуна є актуальною науково-технічною проблемою сучасного двигунобудування.

Висновки

Підвищення економічності та ефективності газотурбінного двигуна може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату. Важливе місце в цьому комплексі займає проблема отримання максимальної ефективної тяги та силової установки на основі інтеграції параметрів і характеристик мотогондoli та газотурбінного двигуна з модулем турбовентиляторної приставки.

Література

1. Аэродинамика силовых установок [Текст] // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е.Жуковского. – Вып. 2534. – М. : ЦАГИ, 1994. – 42 с.
2. Баринов, В. А. Расчет коэффициентов сопротивления и аэродинамического качества дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / В. А. Баринов // Труды ЦАГИ. – 1983. – № 2205. – С. 3-28
3. Бюшгенс, Г. С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] /

Г. С. Бюшгенс. – М. : Наука, Физматлит, 1995. – 798 с.

4. Федякин, В. Н. Прогноз развития авиационных двигателей до 2030 г. [Текст] / В. Н. Федякин, А. И. Ланишин, В. Д. Николаева // Материалы конференции Авиадвигатели XXI века, ЦИАМ имени П. И. Баранова, 2015. – Москва, 2015. – С. 112-114

5. Логинов, В. В. Исследование аэродинамических характеристик регионального транспортного самолета с различными ТРДД в система силовой установки [Текст] / В. В. Логинов, М. Ф. Кравченко, А. В. Еланский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9 (96). – С. 34-39.

6. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / под редакцией В. А. Скибина, В. И. Солонина. – М. : ЦИАМ, 2004. – 422 с.

7. Скоморохов, С. И. Об аэродинамическом согласовании крыла и мотогондoli [Текст] / С. И. Скоморохов, Л. Л. Теперин // Ученые записки ЦАГИ. – 1990. – Т. XXI, № 1. – С. 82-88.

8. Профильный опір мотогондoli газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою [Текст] / Ю. Ю. Терещенко, Ю. М. Терещенко, К. В. Дорошенко и др. // Проблеми тертя та зношування. – 2018. – № 4 (81). – С. 64-73.

9. 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. – 116 с.

10. Хэфнер, Дж. Н. Проблема снижения сопротивления [Текст] / Дж. Н. Хэфнер // Аэрокосмическая техника. – 1988. – № 7. – С. 143-153.

11. Полев, А. С. Формирование облика двигателей и силовых установок для магистральных пассажирских самолетов 2030гг. [Текст] / А. С. Полев, А. И. Ланишин // Материалы конференции Авиадвигатели XXI века, ЦИАМ имени П. И. Баранова, 2015. – Москва, 2015. – С. 95-96.

References

1. Ajerodinamika silovyh ustanovok [Aerodynamics of power plants]. *Trudy Central'nogo ajerogidrodinamicheskogo instituta im. N. E. Zhukovskogo*, vol. 2534, Moscow, CAGI Publ., 1994. 42 p.
2. Barinov, V. A. Raschet koefitsientov soprotivleniya i ajerodinamicheskogo kachestva dozvukovyh passazhirskih i transportnyh samoletov [Calculation of drag coefficients and aerodynamic quality of subsonic passenger and transport aircraft]. *Trudy CAGI*, 1983, no. 2205, pp. 3-28.
3. Byushgens, G. S. *Ajerodinamika i dinamika poleta magistral'nyh samoletov* [Aerodynamics and summer dynamics of long-haul aircraft]. Moscow, Nauka, Fizmatlit Publ., 1995. 798 p.
4. Fedjakin, V. N., Lanshin, A. I., Nikolaeva, V. D. Prognoz razvitiya aviaionnyh dvigatelej do 2030 g. [Forecast of the development of aircraft engines until 2030], *Materials of the conference Aircraft engines of the XXI century*, CIAM named after P. I. Baranova, Moscow, 2015, pp. 112-114.
5. Loginov, V. V., Kravchenko, I. F., Elansky, A. V. Issledovanie ajerodinamicheskikh harakteristik regional'nogo transportnogo samoleta s razlichnymi TRDD v sistema silovoj ustanovki [Investigation of the aerodynamic characteristics of a regional transport aircraft with various turbojet engines in a power plant system]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2012, no. 9 (96), pp. 34-39.
6. Skibin, V. A., Solonin, V. I. *Raboty vedushhih aviadvigatelestroitel'nyh kompanij po sozdaniyu perspektivnyh aviacionnyh dvigatelej (analiticheskij obzor)* [The work of leading aircraft engine companies to create promising aircraft engines (analytical review)]. Moscow, CIAM Publ., 2004. 422 p.
7. Skomorokhov, S. I., Teperin, L. L. Ob ajerodinamicheskom soglasovanii kryla i motogondoly [On aerodynamic matching of a wing and a nacelle] *Uchenye zapiski CAGI*, 1990, vol. XXI, no. 1, pp. 82-88.
8. Tereshchenko, Yu. Yu., Tereshchenko, Yu. M., Doroshenko, K. V., Usenko, V. Yu. Profil'nyj opir motogondoly gazoturbinnogo dvyguna z turboventilyatomoyu pry'stavkoyu [Profile resistance of the nacelle of a gas turbine engine with a turbobfan attachment]. *Problems of friction and wear*, 2018, no. 4 (81), pp. 64-73.
9. Tereshchenko, Yu. M., Kulik, N. S., Lastivka, I. A. *Teorija aviacionnyh trehkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelej: monografija* [Theory of aircraft three-circuit turbojet engines: monograph]. Kiev, Publishing House of the National Aviation University "NAU-Druk", 2010. 116 p.
10. Hefner, J. N. Problema snizheniya soprotivleniya [The Problem of Reducing Resistance]. *Aerospace Engineering*, 1988, no. 7, pp. 143-153.
11. Plev, A. S., Lanshin, A. I. Formirovanie oblika dvigatelej i silovyh ustanovok dlja magistral'nyh pas-sazhirskih samoletov 2030gg. [Formation of the appearance of engines and power plants for 2030 passenger aircraft], *Materials of the conference Aircraft engines of the XXI century*, CIAM named after P. I. Baranova, Moscow, 2015, pp. 95-96.

Поступила в редакцию 12.06.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

ЭФФЕКТИВНАЯ ТЯГА И ВНЕШНЕЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Ю. Ю. Терещенко, И. А. Ластивка, П. В. Гуменюк, Су Хунсян

Повышение экономичности и эффективности газотурбинного двигателя может быть обеспечено на основе комплексного рассмотрения всех задач, определяющих параметры и характеристики авиационной силовой установки и летательного аппарата. Важное место в этом комплексе занимает проблема получения максимально эффективной тяги и силовой установки на основе интеграции параметров и характеристик мотогондолы и газотурбинного двигателя, состоящий из модуля универсального газогенератора и модуля турбовентилятора. Уменьшение негативного влияния модуля мотогондолы на эффективную тягу и эффективный удельный расход топлива является актуальной проблемой, которая может быть решена на основе получения результатов исследований интеграционных параметров и характеристик мотогондолы газогенераторного модуля и газотурбинного двигателя с модулем турбовентиляторной приставки, а именно с реализацией конструктивно-компоновочной схемы газотурбинного двигателя модульной конструкции с задним расположением турбовентиляторной приставки. Для современных силовых установок с двухконтурными газотурбинными двигателями с большой степенью двухконтурности внешнее сопротивление составляет 2-3 % от тяги двигателя на крейском режиме. Результаты экспериментальных исследований показали, что внешнее сопротивление силовых установок с двухконтурными газотурбинными двигателями современных сверхзвуковых самолетов составляет 4-6 % от тяги двигателя на крейсерском режиме работы. В работе рассматриваются вопросы аэродинамической интеграции газотурбинного двигателя и мотогондолы силовой установки летательного аппарата. Аэротермогазодинамическая интеграция газотурбинного двигателя и летательного аппарата предусматривает согласование параметров рабочего процесса и характеристик газотурбинного двигателя и параметров и характеристик мотогондолы летательного аппарата с целью получения оптималь-

ных параметров и характеристик летательного аппарата в расчетных условиях полета. В работе получены зависимости относительной эффективной тяги от скорости полета. Полученные зависимости показывают влияние внешнего сопротивления мотогондолы на эффективную тягу двухконтурного двигателя при дозвуковых скоростях полета. Расчеты выполнены для удлинения мотогондолы в диапазоне от 4 до 8.

Ключевые слова: эффективная тяга; силовая установка; газотурбинный двигатель; внешнее сопротивление силовой установки; мотогондола.

EFFICIENT TRACTION AND EXTERNAL RESISTANCE OF AIRCRAFT POWER PLANT

Yu. Tereshchenko, I. Lastivka, P. Gumenyuk, Su Khunhsyan

Increasing the efficiency and effectiveness of a gas turbine engine can be achieved through a comprehensive review of all tasks that determine the parameters and characteristics of an aircraft power plant and aircraft. An important place in this complex is occupied by the problem of obtaining the most efficient traction and power plant based on the integration of the parameters and characteristics of the nacelle and gas turbine engine, consisting of a universal gas generator module and a turbofan module. Reducing the negative impact of the engine nacelle module on effective traction and effective specific fuel consumption is an urgent problem that can be solved based on the results of studies of the integration parameters and characteristics of the engine nacelle of the gas generator module and the gas turbine engine with the turbine-fan extension module, namely, with the implementation of structurally layout diagram of a gas turbine engine with a modular design with a rear arrangement of a turbofan attachment. For modern power plants with bypass gas turbine engines with a large bypass ratio, the external resistance is 2-3 % of the engine thrust during cruising operation. The results of experimental studies have shown that the external resistance of power plants with bypass gas turbine engines of modern supersonic aircraft is 4-6 % of the engine thrust during cruising operation. The paper considers the issues of aerodynamic integration of a gas turbine engine and a nacelle of an aircraft power plant. Aerothermodynamic integration of a gas turbine engine and an aircraft provides for the coordination of the parameters of the working process and the characteristics of the gas turbine engine and the parameters and characteristics of the nacelle of the aircraft in order to obtain optimal parameters and characteristics of the aircraft in the design flight conditions. The dependences of the relative effective thrust on the flight velocity are obtained. The obtained dependencies show the influence of the external resistance of the engine nacelle on the effective thrust of the bypass engine at subsonic flight velocities. The calculations were performed to lengthen the nacelle in the range from 4 to 8.

Keywords: effective traction; power plant; gas turbine engine; external resistance of the power plant; nacelle.

Терещенко Юрий Юрьевич – канд. техн. наук, ст. преп. каф. авиационных двигателей, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Ластивка Иван Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. высшей математики, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Гуменюк Павел Владимирович – аспирант, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Су Хунсян – аспирант, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Yuriy Tereshchenko – Candidate of Technical Sciences, Assistant of Dept. of aviation engine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: terj@nau.edu.ua, ORCID Author ID: 0000-0002-1908-0923, Scopus Author ID: 22939247600, <https://scholar.google.com.ua/citations?hl=uk&user=-Gy9r3sAAAAJ>.

Ivan Lastivka – Doctor of Technical Sciences, Head of Dept. of higher mathematics, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: iolastivka@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0001-5226-9819, Scopus Author ID: 54393211000, <https://scholar.google.com.ua/citations?hl=uk&user=sypS2voAAAAJ>.

Pavlo Gumenyuk – PhD Student, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: seafrise@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-3532-2555.

Su Khunhsyan – PhD Student, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: suhongxiang651021@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-0356-9457.