

УДК 629.7.03.(045)

Терещенко Ю. Ю. канд. техн. наук, старший викладач кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: terj@nau.edu.ua;

Терещенко Ю. М. д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: terj@nau.edu.ua;

Ластівка І.О. д-р техн. наук, професор, зав. кафедри вищої математики, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: iola@nau.edu.ua

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ОПІР АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

Ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів істотно залежить від параметрів і характеристик силових установок. Ефективна тяга силової установки відрізняється від внутрішньої тяги ізольованого двигуна на величину втрат, зумовлених зовнішнім опором силової установки в польоті. Газотурбінний двигун (ГТД) з турбовентиляторною приставкою має ряд переваг у порівнянні з двоконтурними двигунами. По-перше, створення двигуна на основі універсального базового газогенератора дозволяє з найменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства ГТД. По-друге, за рахунок усунення негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля поліпшуються тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД. Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, яку розвиває внутрішній турбінний контур турбовентиляторної приставки, передається в зовнішній вентиляторний контур турбовентиляторної приставки. Ефективна сила тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою повинна враховувати особливості аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондולי газогенераторного модуля і модуля турбовентиляторної приставки. Визначення ефективної тяги розглядається при наступних припущеннях: силова установка обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки; зовнішній потік усталений, рівномірний; мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітрязабірника), центральної циліндричної і кормової частин; мотогондола турбовентиляторної приставки складається з головної частини (обичайки), центральної циліндричної і кормової частин. В роботі запропоновано методику розрахунку ефективної сили тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондולי авіаційної силової установки для одноконтурного і двоконтурного газогенераторів.

Ключові слова: ефективна тяга, зовнішній опір, газогенератор, ступінчаста мотогондола, турбовентиляторна приставка.

Вступ

Розташування двигунів у хвостовій частині фюзеляжу забезпечує мінімальний додатковий опір і невеликий вплив на стійкість і керованість літального апарата. Слід підкреслити, що в цьому випадку відсутній вплив на хвостове оперення гарячих газів, які витікають з реактивного сопла двигуна. Маса конструкції вузлів кріплення двигуна з такою компоновкою є також незначною [1].

Розташування двоконтурних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах над крилом літака (рис. 1) або під крилом літака (рис. 2) забезпечує:

- високу аеродинамічну якість крила;

- незначні втрати у вхідному каналі повітрязабірника;
- підвищення критичної швидкості флатера завдяки пересуванню вперед центрів ваги перерізів крила, в яких розташовані двигуни;
- зручний доступ до двигунів.



Рис. 1. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на крилі літака

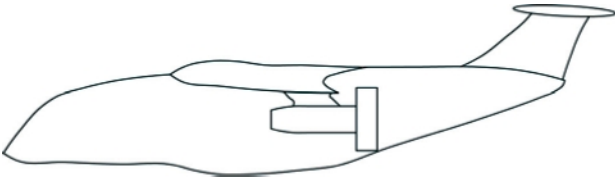


Рис. 2. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах під крилом

Проте розташування ГТД на пілонах має і окремі недоліки:

- зростає аеродинамічний опір літака;
- тяга двигунів впливає не тільки на шляхову, але і на поздовжню стійкість літака;
- збільшується висота шасі, особливо на літаках, які мають стрілоподібне крило або від'ємну поперечну швидкість польоту;
- зростає вірогідність попадання у повітрязабирач частинок і предметів з поверхні аеродрому і, як наслідок, пошкодження двигуна.

Слід зазначити технологічні і експлуатаційні переваги такого розташування двигунів. Зокрема, воно дає можливість здійснювати повузлове розбирання двигуна без його зняття.

Створення серії газотурбінних двигунів на базі універсального газогенератора для перспективних літальних апаратів є надзвичайно складною науково-технічною проблемою [2, 3]. Універсальний базовий газогенератор забезпечує створення газотурбінних двигунів (ГТД) з різними параметрами й характеристиками.

Проблемі розробки універсального газогенератора присвячено роботу [4]. Авторами аналізуються шляхи покращення тягових і екологічних параметрів універсального газогенератора для перспективних двигунів. У роботі [5] обґрунтовано концепцію проектування нових двигунів з використанням універсального газогенератора.

Одна з проблем, яка пов'язана із створенням ГТД на основі базового газогенератора, полягає в істотному впливі модуля вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри й характеристики компресора газогенератора [6, 7].

Турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві головні задачі, що стоять при створенні газотурбінних двигунів з універсальним газогенератором [8]. По-перше, з якнайменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства ГТД на основі базового газогенератора. По-друге, покращити тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД за рахунок усунен-

ня негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля. Збільшення маси і одночасне зменшення швидкості газового струменя сприяє підвищенню тягового ККД двигуна шляхом зменшення втрат енергії з вихідною швидкістю.

Ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів суттєвим чином залежить від параметрів і характеристик силових установок, що використовуються. Ефективна тяга $R_{\text{сф}}$ безпосередньо використовується для виконання тягової роботи з переміщення літального апарату в просторі.

Проблема підвищення ефективної тяги авіаційних ГТД є актуальною. Наприклад, у роботі [9] розроблено удосконалений метод моделювання польоту літального апарату, який дозволяє більш точно оцінювати критерії ефективності і досліджувати вплив на них параметрів робочого процесу і функції управління ГТД.

У роботі [10] підвищення ефективної тяги розглядається на основі аналізу досягнень термохімії і вдосконалення з її використанням методів синтезу комбінованих двигунів більш досконалих термодинамічних циклів, ніж традиційно реалізований у ГТД цикл Брайтона, розглядаються можливості використання хладоресурсу і працездатності ендотермічних палив.

Однак питання ефективної тяги ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки до теперішнього часу не розглядалось.

Метою даної роботи є створення методики для розрахунку ефективної тяги двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли.

1. Постановка задачі

Ефективна тяга силової установки відрізняється від внутрішньої тяги ізольованого двигуна на величину втрат, обумовлених зовнішнім опором силової установки в процесі польоту $X_{\text{зовн}}$. Ефективну тягу силової установки будемо розглядати як рівнодіючу сил тиску і тертя, прикладених до внутрішньої і зовнішньої поверхонь двигуна з урахуванням зовнішнього опору елементів силової установки.

Визначення ефективної тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою, що розташована в окремій мотогондолі, будемо проводити за таких припущень:

- двигун обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки;
- потік, оточуючий двигун, усталений, рівномірний;

- мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітрязабирача), центральної циліндричної і кормової частин.

- мотогондола турбовентиляторної приставки складається з головної частини (обичайки), центральної циліндричної і кормової частин.

Розрахункова схема обтікання мотогондоли силової установки з турбовентиляторною приставкою зовнішнім потоком наведена на рис.3.

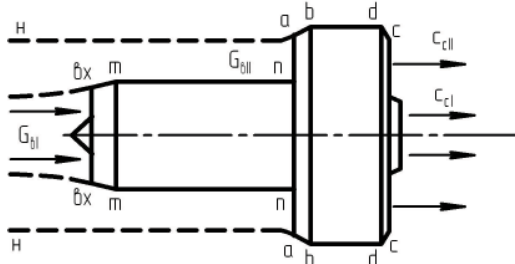


Рис.3. Розрахункова схема обтікання мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою зовнішнім потоком

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

Формула для визначення ефективної тяги силової установки має вигляд:

$$R_{\text{еф}} = R - X_{\text{зовн}},$$

де R – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на внутрішні поверхні двигуна; $X_{\text{зовн}}$ – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондоли.

Визначимо внутрішню силу тяги R двигуна з турбовентиляторною приставкою, користуючись рівнянням Ейлера про кількість руху для потоку, який проходить через контрольні поверхні внутрішнього та зовнішнього контурів, в проекції на вісь двигуна.

2. Методика розрахунку ефективної тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, яку розвиває турбіна вентиляторної приставки, передається у зовнішній контур для підвищення енергії повітря, яке проходить через зовнішній контур.

Витрата повітря через внутрішній (газогенераторний) контур – $G_{\text{вн}}$, витрата повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки – $G_{\text{вп}}$. Відношення витрати повітря через вентиляторний контур $G_{\text{вп}}$ до витрати повітря через внутрішній контур $G_{\text{вн}}$ характеризує теоретичний ступінь двоконтурності двигуна:

$$m_1 = \frac{G_{\text{вп}}}{G_{\text{вн}}}$$

Тяга двигуна визначається як сума тяг його внутрішнього (газогенераторного – $R_{\text{гт}}$) і зовнішнього (вентиляторного – $R_{\text{вл}}$) контурів:

$$R = R_{\text{гт}} + R_{\text{вл}}.$$

При повному розширенні газу тяга кожного контуру визначається виразами:

$$R_{\text{гт}} = G_{\text{вн}} [(1 + g_{\text{т}}) c_{\text{сI}} - V];$$

$$R_{\text{вл}} = G_{\text{вп}} [(1 + m_1) c_{\text{сII}} - V],$$

а питомі тяги кожного контуру – виразами:

$$R_{\text{гт}} = [(1 + g_{\text{т}}) c_{\text{сI}} - V];$$

$$R_{\text{вл}} = (c_{\text{сII}} - V),$$

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

Сумарна питома тяга двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою і одноконтурним газогенератором визначається за формулою:

$$R_G = R/G_{\text{в}\Sigma} = \frac{R_{\text{гт}}G_{\text{вн}} + R_{\text{вл}}G_{\text{вп}}}{G_{\text{вн}}(1 + m_1)} = \frac{R_{\text{гт}} + m_1R_{\text{вл}}}{(1 + m_1)}.$$

Питома витрата палива двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою і одноконтурним газогенератором запишеться як

$$C_R = G_{\text{пг}}/R = \frac{3600G_{\text{т}}}{R_G G_{\text{в}\Sigma}} = \frac{3600G_{\text{п}}}{R_G G_{\text{вн}}(1 + m_1)} = \frac{3600g_{\text{п}}}{R_G(1 + m_1)}.$$

Сумарну питому тягу триконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою з двоконтурним газогенератором:

$$R_G = R/G_{B\Sigma} = \frac{R_{G\Gamma} G_{B\Gamma} (1+m_I) + m_{II} R_{GB\Gamma} G_{B\Gamma}}{G_{B\Gamma} (1+m_I + m_{II})} =$$

$$= \frac{R_{G\Gamma} (1+m_I) + m_{II} R_{GB\Gamma}}{(1+m_I + m_{II})}$$

де $m_{II} = \frac{G_{BIII}}{G_{B\Gamma}}$.

Питома витрата палива:

$$C_R = G_{п.г}/R = \frac{3600G_{II}}{R_G G_{B\Sigma}} = \frac{3600G_{II}}{R_G G_{B\Gamma} (1+m_I + m_{II})} =$$

$$= \frac{3600g_{II}}{R_G (1+m_I + m_{II})}$$

Для внутрішнього контура тяга двигуна визначається наступним виразом:

$$R' + p_H F_H - p_C F_C + X_{дод} = G_{B\Gamma} (c_{c\Gamma} - V),$$

де R' – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку внутрішніх елементів авіаційної силової установки;

$p_C F_C$ і $p_H F_H$ – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу в перерізах с-с і н-н;

$X_{дод}$ – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

$c_{c\Gamma}$ – середня швидкість потоку газу в перетині с-с в газогенераторній частині;

V – швидкість польоту літального апарату.

Для зовнішнього контуру (турбовентиляторної приставки):

$$R'_{твп} + p_H F_H - p_{cII} F_{cII} + X_{додII} = G_{BII} (c_{cII} - V),$$

де $R'_{твп}$ – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку вентиляторного контуру;

$p_{cII} F_{cII}$ і $p_H F_H$ – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу у вентиляторному контурі в перерізах с-с і а-а;

$X_{додII}$ – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

c_{cII} – середня швидкість потоку газу на виході з вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Зовнішній опір силової установки складається із зовнішнього опору мотогондолои газогенератора та зовнішнього опору мотогондолои турбовентиляторної приставки.

Зовнішній опір мотогондолои газогенератора є наслідком дії на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря, що проходить через зовнішній контур (через турбовентиляторну приставку):

$$X_{ГГ} = X_{МГГ} + X_{ГГ},$$

де $X_{МГГ}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондолои газогенератора в проекції на вісь двигуна;

$X_{ГГ}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря об поверхню мотогондолои газогенератора.

Зовнішній опір мотогондолои турбовентиляторної приставки є наслідком дії на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря об зовнішню поверхню турбовентиляторної приставки:

$$X_{ГГ} = X_{МГП} + X_{ГГП},$$

де $X_{МГП}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондолои турбовентиляторної приставки в проекції на вісь двигуна;

$X_{ГГП}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря об поверхню мотогондолои турбовентиляторної приставки.

Ефективна тяга авіаційної силової установки складається з внутрішньої тяги двигуна:

$$R = G_{Г} c_{c\Gamma} - G_{B\Gamma} V + (p_H F_H - p_C F_C) +$$

$$+ G_{BII} (c_{cII} - V) + (p_H F_H - p_{cII} F_{cII})$$

і зовнішнього опору силової установки

$$X_{зовн} = X_{ГГ} + X_{ГП} = X_{МГГ} + X_{ГГ} + X_{МГП} + X_{ГГП}. \quad (1)$$

Враховуючи, що витрата газу через газогенератор двигуна $G_{Г} = G_{B\Gamma} + G_{II}$, де $g_{II} = \frac{G_{II}}{G_{B\Gamma}}$ – відносна витрата палива, внутрішня сила тяги визначається за формулою:

$$R = G_{B\Gamma} (1 + g_{II}) c_{c\Gamma} - V + (p_H F_H - p_C F_C) +$$

$$+ G_{BII} (c_{cII} - V) + (p_H F_H - p_{cII} F_{cII}). \quad (2)$$

Як зазначалося, обтікання авіаційної силової установки потоком повітря у польоті веде до появи зовнішнього опору. Розглянемо задачу визначення сумарного зовнішнього опору авіаційної силової установки дозвуковим по-

током (рис.1) з двигуном, розташованим в окремій мотогондолі.

Формула (1) для розрахунку зовнішнього опору після простих перетворень має такий вигляд:

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

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

$X_{\text{мг.гг.р}}$ – опір центральної частини мотогондолої газогенератора, обумовлений дією сил тиску на ділянці m-n;

$X_{\text{об.гг}}$ – опір обичайки повітрязабирача газогенератора, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці vx-m);

$X_{\text{мг.гг}}$ – опір центральної частини мотогондолої газогенератора, обумовлений дією сил тертя (на ділянці m-n);

$X_{\text{об.тп.р}}$ – опір обичайки повітрязабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці a-b);

$X_{\text{об.тп}}$ – опір обичайки повітрязабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондолої (на ділянці a-b);

$X_{\text{мг.тп.р}}$ – опір центральної частини мотогондолої турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на ділянці b-d;

$X_{\text{мг.тп}}$ – опір центральної частини мотогондолої турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на ділянці b-d;

$X_{\text{кор}}$ – кормовий опір сил тиску на ділянці мотогондолої турбовентиляторної приставки d-c.

При розрахунках за формулою (2) сили, що діють у напрямі польоту, є додатніми, а сили, що діють в протилежному напрямі, – від’ємними.

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 рис. 4 показано графічні залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол від числа Маха.

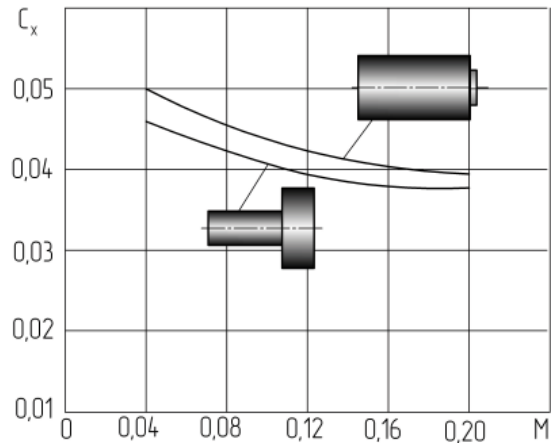


Рис. 4. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол від числа Маха

Аналіз результатів досліджень показав, що при нульовому куті атаки силової установки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондолої триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності m=5) відрізняються від значень коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондолої двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки (зі ступенем двоконтурності m=5) на 1..3% у всьому досліджуваному діапазоні чисел Маха.

На дозвукових швидкостях польоту зовнішній опір авіаційної силової установки порівняно невеликий, основну його частину складає опір тертя.

Підвищення ефективності та зниження вартості життєвого циклу літального апарату може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату.

Висновок

У роботі запропоновано методику розрахунку ефективної сили тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторної приставки з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондолої авіаційної силової установки для одноконтурного та двоконтурного газогенератора.

Література

- Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів: підр. [Текст] / Ю .М. Терещенко, М. С. Кулик, В. В. Панін та ін.; за ред. Ю. М. Терещенка. – К.: Вид-во Нац. авіа.ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 344с.
- Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. - 1204 с.

3. Фундаментальные проблемы аэротермодинамики силовых установок летательных аппаратов: Материалы Научно-технической конференции, Жуковский, 1-3 декабря 1999 г. – М.: ЦАГИ, 1999. – 294 с.

4. New environmental friendly aero engine core concepts [Text] / G. Wilfert, J. Sieber, A. Rolt et al // Proceedings of ISABE-2007-1120, September 2007. - Beijing, China, 2007. – 8 p.

5. Рассохин В. А. Проектирование ГТД на базе универсального газогенератора малой размерности [Текст] / В. А. Рассохин, Н. А. Шарова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева. – 2009. – № 3 (19). – С. 241-248.

6. Терещенко Ю. М. Оценка экономичности трехконтурного турбореактивного двигателя [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, И. А. Ластивка // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 5/7 (65). – С. 38–41.

7. Анализ концепции распределенной силовой установки с механическим приводом вентиляторов при интеграции с летательным

аппаратом типа «летающее крыло» [Текст] / Ю. А. Эрохи, С. М. Каленский, Т. А. Морзеева и др. // Вестник Московского авиационного института. – 2019. – Т. 25. – № 4. – С. 96-109.

8. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей: монография [Текст] / Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, И. А. Ластивка и др.; под. ред. Ю. М. Терещенко. – К.: «НАУ-друк», 2010. – 116 с.

9. Кузьмичев В. С. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В. С. Кузьмичев, А. Ю. Ткаченко, В. Н. Рыбаков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева. – 2012. – №1 (2). – С. 491-494.

10. Фаворский О. Н. Развитие воздушно-реактивных двигателей для авиации высоких скоростей полета – синтез достижений различных отраслей науки и техники [Текст] / О. Н. Фаворский, Р. И. Курзинер // Теплофизика высоких температур. – 1990. – Т. 28, № 4. – С. 793-803

Надійшла до редакції 28.05.2019

Ю. Ю. Терещенко, Ю. М. Терещенко, И. А. Ластивка. Аэродинамическое сопротивление авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой

Эффективность пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов существенным образом зависит от параметров и характеристик силовых установок. Эффективная тяга силовой установки отличается от внутренней тяги изолированного двигателя на величину потерь, обусловленных внешним сопротивлением силовой установки в полете. Газотурбинный двигатель с турбовентиляторной приставкой имеет ряд достоинств в сравнении с двухконтурными двигателями. Во-первых, создание двигателя на основе универсального базового газогенератора позволяет с наименьшими экономическими затратами реализовать на практике принцип модульности при создании семейства ГТД. Во-вторых, за счет устранения негативного влияния модуля вентилятора на поток перед компрессором газогенераторного модуля улучшаются тягово-экономические характеристики авиационной силовой установки с ГТД. Турбовентиляторная приставка выполняется в виде двухъярусного рабочего колеса, внутренняя часть которого работает в турбинном режиме, внешняя часть выполняет функции вентилятора. Мощность, которую развивает внутренний турбинный контур турбовентиляторной приставки, передается во внешний вентиляторный контур турбовентиляторной приставки. Эффективная сила тяги авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой должна учитывать особенности аэродинамических характеристики ступенчатой мотогондолы газогенераторного модуля и модуля турбовентиляторной приставки. Определение эффективной тяги рассматривается при следующих допущениях: силовая установка обтекается внешним потоком воздуха при нулевом угле атаки; внешний поток установившийся, равномерный; мотогондоло газогенератора состоит из головной части (обечайки воздухозаборника), центральной цилиндрической и кормовой частей; мотогондоло турбовентиляторной приставки состоит из головной части (обечайки), центральной цилиндрической и кормовой частей. В работе предложена методика расчета эффективной силы тяги авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой с учетом особенностей аэродинамических характеристик ступенчатой мотогондолы авиационной силовой установки для одноконтурного и двухконтурного газогенератора.

Ключевые слова: турбовентиляторная приставка; универсальный газогенератор; эффективная тяга; методика.

Yu. Yu. Tereschenko, Yu. M. Tereschenko, I. O. Lastivka. Aerodynamic resistance of an aircraft power plant with a turbofan attachment

The effectiveness of manned and unmanned aerial vehicles significantly depends on the parameters and characteristics of power plants. The effective thrust of a power plant differs from the internal thrust of an isolated engine by the amount of losses due to the external resistance of the power plant in flight. Gas turbine engine with a turbofan attachment has a number of advantages compared with dual engine. Firstly, the creation of an engine based on a universal basic gas generator makes it possible to put into practice the principle of modularity in creating a gas turbine engine family with the lowest economic costs. Secondly, by eliminating the negative impact of the fan module on the flow before the compressor of the gas generator module, the thrust and efficiency characteristics of the aircraft power plant with gas turbine engine are improved. Turbofan attachment is performed in the form of a bunk impeller, the inner part of which operates in turbine mode, the outer part serves as a fan. The power developed by the internal turbine circuit of the turbofan attachment is transmitted to the external fan circuit of the turbofan attachment. The effective thrust force of the aircraft power plant with a turbofan attachment must take into account the specifics of the aerodynamic characteristics of the stepped engine nacelle of the gas generator module and the turbofan attachment module. The determination of effective thrust is considered under the following assumptions: the power plant is streamlined by external air flow at zero angle of attack; external flow is steady, uniform; the gas generator nacelle consists of the head (air intake shell), the central cylindrical and the aft parts; the turbofan attachment nacelle consists of the head part (shell), the central cylindrical and aft parts. The paper proposes a method for calculating the effective thrust force of an aircraft power plant with a turbofan attachment, taking into account the specifics of the aerodynamic characteristics of a stepped engine nacelle of an aircraft power plant for a turbojet and bypass gas generator. The value of the external drag coefficient of a nacelle of a gas turbine engine with a turbofan attachment is less by 1 ... 3% than the value of the external drag coefficient of a turbofan engine nacelle over the entire Mach range under investigation.

Key words: effective thrust, external resistance, gas generator, stepped engine nacelle, turbofan attachment.

References

1. Tereshhenko Yu.M., Kulik M.S., Panin V.V. ta in. Integracija aviacijnih silovih ustanovok i lital'nih aparativ: pidr. [Integration of aviation plants and airplanes]. Kiev, Vid-vo Nac. avia.un-tu «NAU-druk», 2009. 344 p.
2. Inozemcev A.A., Sandrackij V.L. Gazoturbinnje dvigateli [Gas turbine engines]. Perm', OAO «Aviadvigatel'», 2006. 1204 p.
3. Fundamental'nye problemy ajerothermodinamiki silovyh ustanovok letatel'nyh apparatov [Fundamental problems of aerothermodynamics of aircraft power plants]. Materialy Nauchno-tehnicheskoy konferencii, Zhukovskij [Materials of the Scientific and Technical Conference, Zhukovsky], 1-3 December 1999, Moscow, CAGI, 1999. 294 p.
4. Wilfert G., Sieber J., Rolt A., Touyeras A., Baker N. New environmental friendly aero engine core concepts. Proceedings of ISABE-2007-1120, September 2007, Beijing, China, 2007. 8 p.
5. Rassohin V. A., Sharova N. A. Proektirovanie GTD na baze universal'nogo gazogeneratorsa maloj razmernosti. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva, 2009, no. 3 (19), pp. 241-248.
6. Tereshhenko Ju. M., Doroshenko E. V., Lastivka I. A. Ocenka jekonomichnosti trehkonturnogo turboreaktivnogo dvigatelja [Evaluation of fuel efficiency of three by-pass engine]. Vostochno-Evropejskij zhurnal peredovyh tehnologij, 2013, no. 5/7 (65), pp. 38-41.
7. Jezrohi Ju.A., Kalenskij S.M., Morzeeva T.A., Horeva E.A. Analiz koncepcii raspredelennoj silovoj ustanovki s mehanicheskim privodom ventiljatorov pri integracii s letatel'nyim aparatom tipa «letajush-hee krylo». Vestnik Moskovskogo aviaicionnogo instituta, 2019, vol. 25, no.4, pp. 96-109.
8. Tereshhenko Yu.M., Kulik N.S., Lastivka I.A., Voljanskaja L.G., Tereshhenko Yu.Yu. Teorija aviacionnyh trehkonturnyh turboreaktivnyh dvigatelej: monografija [Theory of aviation three by-pass engines: monograph]. Kiev, «NAU-druk», 2010. 116 p.
9. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Ju., Rybakov V.N. Modelirovanie poleta letatel'nogo apparata v zadachah optimizacii parametrov rabocheho processa gazoturbinnnyh dvigatelej [Fly modeling of airplane at problems of parameters optimization of gas turbine engine operation]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva, 2012, no. 1 (2), pp. 491-494.
10. Favorskij O.N., Kurziner R.I. Razvitie vozdušno-reaktivnyh dvigatelej dlja aviacii vysokih skorostej poleta - sintez dostizhenij razlichnyh otraslej nauki i tehniki [Development of gas turbine engines for high speed aviation of fly – achievement synthesis of different areas of science and machinery]. Teplofizikavysokih temperatur, 1990, vol.28, no.4, pp.793-803.