

О. В. КІСЛОВ, М. А. ШЕВЧЕНКО

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Україна

ЗАКОНОМІРНОСТІ ЗМІНИ ОПТИМАЛЬНИХ СКЛАДУ І ПАРАМЕТРІВ СИЛОВИХ УСТАНОВОК З ПРЯМОТОЧНИМИ КОНТУРАМИ ВІД ШВИДКОСТІ НАДЗВУКОВОГО КРЕЙСЕРСЬКОГО ПОЛЬОТУ

Є дві концепції літака для трансокеанських перельотів із надзвуковою швидкістю польоту. Перша – літак з помірно надзвуковою швидкістю крейсерського польоту $M_{П} = 1,7...2,2$, друга – літак зі швидкістю крейсерського польоту $M_{П} \geq 3$. Відомо, що для великих надзвукових швидкостей найбільш доцільними є силові установки (СУ) з прямоточним повітряно-реактивним двигуном (ППРД). Однак ППРД не має стартової тяги та неекономічний при дозвукових швидкостях польоту. Для подолання цього протиріччя застосовуються комбіновані СУ з турбореактивним контуром для зльоту та прямоточним контуром для надзвукового крейсерського польоту. Відомі СУ з турбопрямоточними двигунами, а також різноманітні схеми СУ з двоконтурними турбореактивними двигунами з форсажною камерою та двоконтурними турбореактивний двигунами з форсажною камерою в зовнішньому контурі, зовнішній контур яких разом з форсажною камерою та соплом може розглядатися як прямоточний контур. При вимкненому турбореактивному контурі робочий процес таких двоконтурних двигунів практично такий самий, як і у ППРД, що дозволяє використати переваги ППРД у надзвуковому крейсерському польоті. У зв'язку з тим, що політ з надзвуковою крейсерською швидкістю можна забезпечити різним складом силової установки, проблема вибору складу і параметрів силової установки для літака з надзвуковою крейсерською швидкістю є актуальною. Для вибору складу і параметрів СУ був використаний розрахунково-аналітичний метод, який базується на критерії максимуму відносної маси корисного навантаження. Цей критерій за допомогою рівняння масового балансу літака можливо подати у вигляді умови мінімуму відносної маси палива та силової установки. За допомогою цього методу для літального апарату із заданими масовими і аеродинамічними характеристиками та заданим профілем польоту, для зазначених складів силових установок, встановлено закономірності зміни мінімальної відносної маси палива та СУ у діапазоні чисел $M_{П} = 2,5...4$. Ці залежності дозволяють обрати склад силових установок для заданої швидкості крейсерського польоту або вибрати найвигіднішу з точки зору маси корисного навантаження швидкість крейсерського польоту при заданому складі силової установки. Отримано залежності оптимальних параметрів СУ на злітному та крейсерському режимах за критерієм мінімуму відносної маси палива та СУ від швидкості крейсерського польоту.

Ключові слова: силова установка; відносна маса палива і силової установки; літак; надзвукова крейсерська швидкість; прямоточний повітряно-реактивний двигун; прямоточний режим; прямоточний контур; турбореактивний контур.

Вступ

Створення пасажирських літаків для трансокеанських польотів із надзвуковою крейсерською швидкістю $M_{П} \geq 3$ є одним із перспективних напрямків в авіації [1, 2]. Політ із надзвуковою крейсерською швидкістю $M_{П} \geq 3$ можна забезпечити різним складом силової установки (СУ) [3 – 5]. При цьому маса СУ та потрібна маса палива виявляється різними. Як критерій вибору СУ та її параметрів може бути обрана відносна маса корисного навантаження [6].

Відносна маса корисного навантаження максимальна при мінімумі відносної маси СУ та палива [7], тому актуальним є завдання отримання закономірностей зміни мінімальної відносної маси палива та СУ ($\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ}$) від швидкості крейсерського польоту

($M = 2,5...4$) для різних складів СУ та визначення потрібних для цього злітних і крейсерських параметрів СУ. Це дозволить сформулювати основні рекомендації щодо вибору складу СУ та її параметрів залежно від заданої швидкості надзвукового крейсерського польоту або вибору швидкості крейсерського режиму польоту літака при заданому складі СУ.

1. Огляд літератури та постановка проблеми

В роботі [4] представлено дослідження з вибору складу та параметрів силової установки літака з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. Для СУ з турбореактивними двигунами, двоконтурними турбореактивними двигунами зі змішуванням потоків та

з розділними витіканням з контурів, а також для СУ з турбопрямоточними двигунами (ТРДП), двоконтурними турбореактивними двигунами з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) та двоконтурними турбореактивними двигунами з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі (ТРДДФ_п) на прямооточних режимах встановлено закономірності зміни мінімальної відносної маси палива та СУ в діапазоні чисел $M_{п} = 1,5 \dots 4$ при параметрах СУ на злітному режимі та оптимізації параметрів у крейсерському польоті за критерієм мінімуму $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})$. Однак в цій роботі не представлені закономірності зміни найвигідніших за критерієм мінімуму $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})$ параметрів СУ на злітному та крейсерському режимах в залежності від швидкості крейсерського польоту для ТРДП, ТРДДФ і ТРДДФ_п на прямооточних режимах.

2. Мета і завдання дослідження

Метою дослідження є встановлення закономірностей зміни найвигідніших злітних та крейсерських параметрів СУ на прямооточних режимах залежно від швидкості крейсерського польоту.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- встановити закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ на прямооточних режимах в залежності від швидкості крейсерського польоту;
- визначити значення найвигідніших злітних параметрів робочого процесу СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту для СУ на прямооточних режимах за критерієм мінімуму $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})$;
- визначити значення найвигідніших крейсерських параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту для СУ на прямооточних режимах за критерієм мінімуму $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})$.

3. Матеріали і методи дослідження

Для вибору складу, параметрів робочого процесу режиму роботи СУ літака з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту використовувався розрахунково-теоретичний метод [7]. Як критерій вибору використовується умова $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})_{\min}$ при заданих значеннях параметрів літака та профілю польоту.

Потрібна відносна маса палива для крейсерської ділянки польоту $\bar{m}_{п.кр}$ визначалася з рівняння Бреге

$$L = \frac{KV}{c_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{п.кр}}, \quad (1)$$

де K – аеродинамічна якість планера, V – швидкість польоту, м/с, c_R – питома витрата палива, кг/(Н·г).

Відносні маси палива, що витрачаються на зліт, набір висоти і розгін до крейсерської швидкості, зниження і посадку, і навігаційний запас палива визначалися за емпіричними залежностями [8].

Маса СУ розраховувалася за узагальненою параметричною моделлю [6].

Для розрахунку параметрів газотурбінних двигунів використовувалася математична модель першого рівня, описана у роботах [9, 10]. Параметри СУ вибиралися таким чином, щоб вона забезпечувала потрібні злітні та крейсерські тяги при $(\bar{m}_{п} + \bar{m}_{су})_{\min}$.

На крейсерському режимі польоту для кожного числа $M_{п}$ вирішувалися рівняння руху літака і визначалися потрібні значення кута атаки літака і тяги двигуна [11]. Значення регульованих параметрів повітряно-реактивних двигунів (ПРД) у крейсерському польоті підбиралися такими, щоб забезпечити потрібну тягу за мінімальної питомої витрати палива.

3.1. Вихідні дані

В якості вихідних даних задавалися профіль польоту, аеродинамічні, геометричні та масові характеристики пасажирського літака для надзвукових трансокеанських польотів, злітна тяга СУ, швидкість крейсерського польоту, потенційний діапазон чисел $M_{п}$ надзвукового крейсерського польоту.

На рис. 1 показаний геометричний вигляд літака [12]. На рис. 2 показано поляра літака для різних швидкостей польоту. На рис. 3 наведено параметри профілю польоту [12].

Злітна вага літального апарату (ЛА) складає $m_0 = 151955$ кг. Відносна маса планера та обладнання для надзвукового пасажирського ЛА становить $\bar{m}_{пл+об} = 0,27$ [12].

Для забезпечення зльоту тяга одного двигуна має становити $R = 164,584$ кН [12].

Розглядалися силові установки, що складаються з вхідного та вихідного пристроїв та повітряно-реактивних двигунів різних типів:

- ТРДП – комбінація турбореактивного двигуна для зльоту і виходу на крейсерський режим та прямооточного повітряно-реактивного двигуна для крейсерського режиму польоту;
- двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння на прямооточному режимі;
- двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння у зовнішньому контурі на прямооточному режимі.

Схеми цих СУ представлені на рис. 4.

На етапі «предиктора» маса палива, яка необхідна для виходу на крейсерський режим польоту, визначається за допомогою емпіричної залежності [8], яка враховує швидкість крейсерського польоту, але вплив параметрів робочого процесу враховує недостатньо. А маса ТРД визначалась за допомогою узагальненої параметричної моделі [6] та рекомендації роботи [15], в якій показано, що для швидкості крейсерського польоту $M_{\Pi} = 3$ мінімум $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CY})$ забезпечується при $\pi_{\Sigma}^* = 10$.

Розрахунок маси зовнішнього контуру ТРДП заснований на використанні емпіричної формули для маси форсажної камери [6] з подальшим її коригуванням коефіцієнтом, що враховує співвідношення між довжинами зовнішнього контуру та довжиною форсажної камери

$$m_{\Pi, \text{ТРДП}} = 2,9 \cdot G \cdot \bar{I}, \quad (2)$$

де G – масова витрата повітря (газу), кг/с,

$$\bar{I} = \frac{I_{\Pi}}{I_{\text{ф.к}}}, \quad (3)$$

де I_{Π} – довжина зовнішнього контуру, м, $I_{\text{ф.к}}$ – довжина форсажної камери, м.

Оскільки вибір параметрів прямооточного повітряно-реактивного контуру на крейсерському режимі не залежить від злітних параметрів турбореактивного контуру, то прямооточний контур має бути оптимізований лише з умови мінімуму $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CY})$ для крейсерського польоту.

При цьому визначальне значення на величину $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CY})$ для комбінованої СУ на прямооточному режимі роботи має площа на вході у зовнішній контур $F_{\text{ВП}}$. Вона визначає витрати повітря G , а значить і потрібну ступінь підігріву θ^* при заданій потрібній тязі на крейсерському режимі. Збільшення $F_{\text{ВП}}$ збільшує витрати повітря G і зменшує θ^* , що призводить до зміни c_R і m_{Π} .

Відомо, що для циклу Брайтона при загальному ступені підвищення тиску $\pi_{\Sigma} = \text{const}$ існує економічний ступінь підігріву θ^* , при якій c_R мінімум [13]. Тому, при заданій швидкості крейсерського польоту, коли $\pi_{\Sigma} = \text{const}$, існує таке значення $F_{\text{ВП}}$, при якому $\theta^* = \theta_{\text{ек}}^*$, а $c_R = c_{R, \text{min}}$, що забезпечує $\bar{m}_{\Pi, \text{min}}$.

У загальному випадку $c_R = f(M_{\Pi}, \sigma, F_{\text{ВП}})$. Це впливає з відомих залежностей [13]:

$$c_R = f_1(\pi_{\Sigma}, \sigma, \theta^*) = f_2(M_{\Pi}, \sigma, \theta^*), \quad (4)$$

$$R_{\Pi} = f_3(\pi_{\Sigma}, \sigma, \theta^*) = f_4(M_{\Pi}, \sigma, \theta^*). \quad (5)$$

Потрібна тяга СУ визначається умовами крейсерського польоту і залишається постійною при $M_{\Pi} = \text{const}$. А питома тяга R_{Π} при цьому залежить від витрат повітря, які визначаються величиною $F_{\text{ВП}}$:

$$R_{\Pi} = f_5(F_{\text{ВП}}). \quad (6)$$

Підставляючи (6) у (5), можна одержати

$$\theta^* = f_6(M_{\Pi}, \sigma, F_{\text{ВП}}). \quad (7)$$

А з (4) та (7) випливає

$$c_R = f_7(M_{\Pi}, \sigma, F_{\text{ВП}}), \quad (8)$$

Оскільки величина σ визначається в основному величиною M_{Π} , то $\sigma \sim f_8(M_{\Pi})$ і

$$\theta^* = f_9(M_{\Pi}, F_{\text{ВП}}), \quad (9)$$

$$c_R = f_{10}(M_{\Pi}, F_{\text{ВП}}). \quad (10)$$

З (9) і (10) випливає, що при кожному M_{Π} існує $F_{\text{ВП, опт}}$, при якому $\theta^* = \theta_{\text{ек}}^*$, а $c_R = c_{R, \text{min}}$.

За допомогою формул (1) та (10) можна отримати залежність

$$\bar{m}_{\Pi} = f(M_{\Pi}, F_{\text{ВП}}). \quad (11)$$

Якщо врахувати масу $\bar{m}_{CY} = f(F_{\text{ВП}})$ і масу розгінного двигуна, то можна отримати залежність

$$(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CY}) = f(M_{\Pi}, F_{\text{ВП}}). \quad (12)$$

З (12) випливає, що відносна маса палива і СУ залежить не лише від M_{Π} , але і від $F_{\text{ВП}}$. Тому для забезпечення мінімуму $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{CY})$ потрібен вибір $F_{\text{ВП, опт}}$.

3.4. Діапазон варіювання параметрів робочого процесу СУ

Для кожного складу СУ потрібна злітна тяга може бути реалізована за різних параметрів робочого процесу СУ. Вибір їх значень здійснювався за умови забезпечення виходу на крейсерський режим польоту та мінімуму відносної маси палива та СУ.

Температура газу перед турбіною обмежувалася із умови $T_{\Gamma, \text{max}}^* \leq 1900 \text{ K}$, а для форсажної камери та камери згоряння на прямооточному режимі – $T_{\text{ф. max}}^* \leq 2120 \text{ K}$ [16].

Згідно рекомендаціям [12, 15, 17] ступінь підвищення тиску в компресорі варіювалася в діапазоні $\pi_K^* = 3 \dots 40$ залежно від схеми ГТД.

Ступені двоконтурності варіювалися в діапазоні $m = 0 \dots 6$ відповідно до рекомендацій [15, 18].

Ступені підвищення тиску вентилятора ТРДД становили 90 % від оптимальних значень, які залежать від ступеня двоконтурності та параметрів циклу внутрішнього контуру.

Для ТРДДФ_п, який має прямоточний режим роботи, застосовувався вентилятор з числом ступенів не більше двох з метою забезпечення прийнятної рівня втрат повного тиску у вентиляторі на прямоточному режимі [14]. Як наслідок, величина π_B^* обмежувалася величиною $\pi_B^* \leq 4,5$ [19]. Це обмеження може завадити вибору $\pi_B^* = 0,9\pi_{B,опт}^*$, але погіршення питомих параметрів ТРДД при цьому є незначним. Зокрема, у роботі [20] показано, що зменшення $\pi_{B,опт}^*$ на 50% збільшує питому витрату палива на 3% при $m \leq 2,5$.

4. Результати та обговорення

Для зазначених вище силових установок встановлені закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ в залежності від крейсерської швидкості польоту для найвигідніших з точки зору мінімуму $(\bar{m}_П + \bar{m}_{СУ})$ значень параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі та параметрів на крейсерському режимі у діапазоні $M_П = 2,5 \dots 4$.

4.1. Закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту

Закономірності зміни мінімальної відносної маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту представлені на рис. 5. При цьому для кожної схеми СУ, кожній швидкості крейсерського польоту відповідають СУ з різними параметрами робочого процесу на злітному та крейсерському режимах польоту.

З рис. 5 видно, що з точки зору максимуму маси корисного навантаження для швидкостей надзвукового крейсерського польоту $M_П = 2,5 \dots 3,3$ найбільш доцільно використання ТРДП з прямоточними режимами роботи, а при $M_П = 3,3 \dots 4$ – ТРДДФ з прямоточними режимами. СУ з ТРДДФ_п на прямоточних режимах з точки зору маси корисного навантаження програє СУ з ТРДП і ТРДДФ на прямоточних режимах у всьому діапазоні швидкостей крейсерського польоту $M_П = 2,5 \dots 4$.

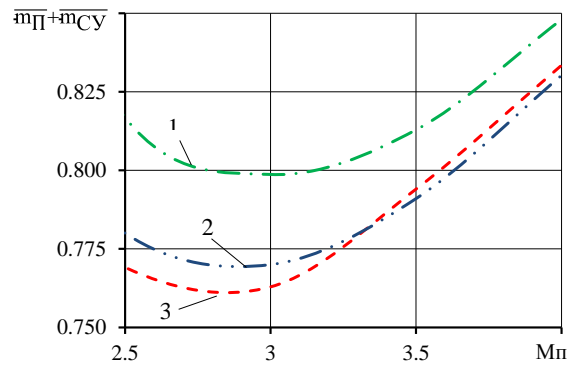


Рис. 5. Зміна відносної маси палива і СУ для різних складів СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту:
 --- (3) ТРДП з прямоточними режимами;
 - · - (1) ТРДДФ_п з прямоточними режимами;
 - · - (2) ТРДДФ з прямоточними режимами

4.2. Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ на прямоточних режимах в залежності від швидкості крейсерського польоту

4.2.1. Закономірності зміни найвигідніших параметрів СУ з ТРДП на прямоточних режимах в залежності від швидкості крейсерського польоту

При заданій швидкості крейсерського польоту у ТРДП на прямоточному режимі є лише один параметр робочого процесу – θ^* . При заданій тязі СУ впливати на θ^* можливо лише за рахунок зміни витрат повітря шляхом зміни площі на вході у зовнішній контур ТРДП $F_{ВП}$.

У п. 3.3. було показано, що у загальному випадку для ТРДП на прямоточному режимі відносна маса палива і СУ є функцією двох змінних – рівняння (12).

Результати розрахунку цієї функції показані на рис. 6. Тут $\bar{F}_{ВП} = \frac{F_{ВП}}{S_{кр}}$, де $S_{кр}$ – площа крила ЛА, м².

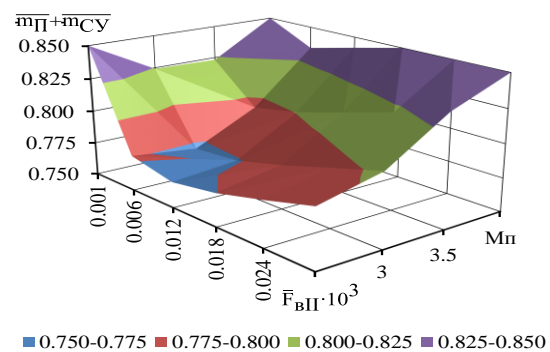


Рис. 6. Відносна маса палива та СУ для ТРДП на прямоточному режимі в залежності від швидкості крейсерського польоту $M_П$ і $\bar{F}_{ВП}$

За допомогою поверхні, показаної на рис. 7, можливо визначити найвигіднішу з точки зору ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{\text{СУ}}$) величину $\bar{F}_{\text{ВІІВ}}$ в залежності від M_{Π} . Ця залежність показана на рис. 7.

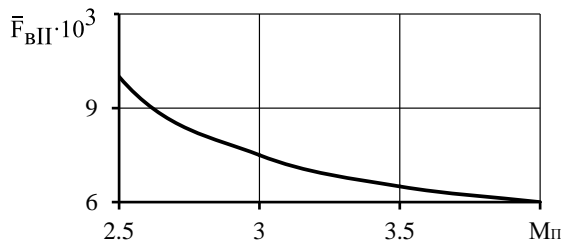


Рис. 7. Залежність $\bar{F}_{\text{ВІІВ}}$ від швидкості крейсерського польоту за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ

4.2.2. Найвигідніші значення злітних параметрів робочого процесу ТРДДФ і ТРДДФ_П на прямоточному режимі в залежності від швидкості крейсерського польоту

Для ТРДДФ і ТРДДФ_П, на відміну від ТРДП, $F_{\text{ВІІ}}$ не є незалежним параметром, а визначається вибором параметрів робочого процесу на злітному режимі ТРДД. У той же час вплив $F_{\text{ВІІ}}$ на ($\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{\text{СУ}}$) приблизно такий самий як і в ППРД, і існує найвигідніше значення $F_{\text{ВІІВ}}$, яке забезпечує $(\bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{\text{СУ}})_{\text{мін}}$. Тому, по суті, також потрібен підбір площі зовнішнього контуру $F_{\text{ВІІ}}$, але непрямым шляхом – шляхом підбору параметрів робочого процесу ТРДД. Значення найвигідніших злітних параметрів робочого процесу для ТРДДФ і ТРДДФ_П на прямоточному режимі в залежності від швидкості крейсерського польоту показані на рис. 8, 9. Тут же показано зміну $\bar{F}_{\text{ВІІ}}$ від M_{Π} , яке відповідає вибраним параметрам робочого процесу. Вихід на крейсерський режим польоту при розгляданні СУ з ТРДДФ і ТРДДФ_П відбувався на нефорсованих режимах.

Характерно, що при найвигідніших параметрах робочого процесу на злітному режимі забезпечується така сама закономірність зміни $\bar{F}_{\text{ВІІ}}$ від швидкості крейсерського польоту як і для ППРД. При цьому найвигідніше m зменшується по числу M . Така зміна найвигіднішої m протилежна тому, що отримано для ТРДДЗМ на турбореактивних режимах. Однак, при великих M_{Π} найвигідніше m ТРДДЗМ на турбореактивних і прямоточних режимах прагне однієї і тієї ж границі. Це пояснюється тим, що ТРДДФ на прямоточному режимі – це прямоточний повітряно-реактивний двигун з особливістю у вигляді наявності вентилятора, а ТРДД зі зменшенням потоків на турбореакти-

вному режимі при великих M_{Π} прагне до прямоточного повітряно-реактивного двигуна, оскільки турбокомпресор вироджується.

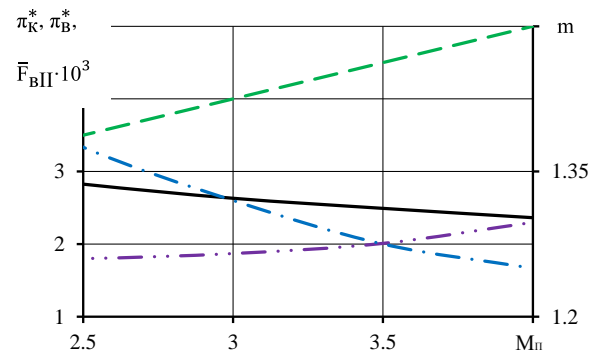


Рис. 8. Найвигідніші значення злітних параметрів робочого процесу ТРДДФ на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— $\bar{F}_{\text{ВІІ}}$; — m ; — π_K^* ; — π_B^*

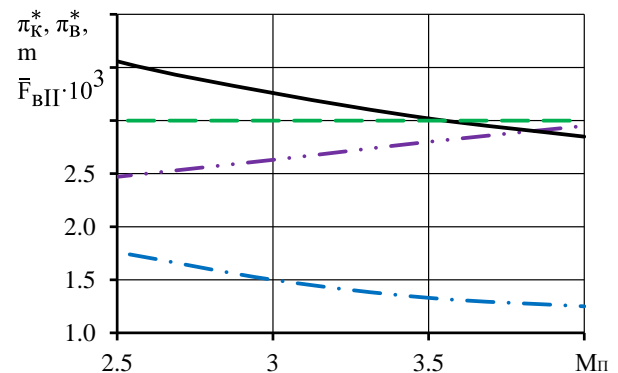


Рис. 9. Найвигідніші значення злітних параметрів робочого процесу ТРДДФ_П на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— $\bar{F}_{\text{ВІІ}}$; — m ; — π_K^* ; — π_B^*

З рисунка 9 видно, що зміна параметрів на прямоточному режимі роботи ТРДДФ_П має такий самий характер, як і для ТРДДФ. Однак є особливість. Вона пояснюється тим, що з точки зору крейсерського польоту вигідно забезпечувати найвигідніше значення $F_{\text{ВІІ}}$, яке близьке до відповідного значення в ППРД. Це вимагає зменшення π_K^* і π_B^* , тобто виродження турбокомпресора. Однак, при низьких параметрах турбокомпресора не забезпечується зліт та вихід на крейсерський режим польоту. Тому введено обмеження $\pi_K^* \geq 3$ при $\pi_B^* = 0,9\pi_{\text{В,опт}}^*$. Це обмеження реалізується у всьому аналізованому діапазоні M_{Π} . Наявність більшої кількості регульованих факторів у

ТРДДФ_П порівняно з ТРДДФ дозволяє більше збільшити площу на вході до зовнішнього контуру та забезпечити кращу відповідність $F_{ВП}$ і $F_{ВП,нв}$, наслідком чого є більші значення ступеня двоконтурності.

4.2.3. Найвигідніші значення регульованих параметрів для ТРДП, ТРДДФ, ТРДДФ_П на прямоточному режимі

Значення найвигідніших регульованих параметрів для ТРДП, ТРДДФ, ТРДДФ_П на прямоточному режимі показані на рис. 10 – 12.

На представлених залежностях (рис. 10 – 12) $F_{кр}$ віднесено до $F_{ВП}$. З метою порівняння найвигідніших значень регульованих факторів для різних схем СУ на прямоточному режимі на рисунку 13 представлені залежності $\bar{F}_{кр,нв} = f(M_{П})$, де $F_{кр}$ віднесено до $F_{ВП,нв}$. Тут же показані залежності $q_{П} = f(M_{П})$.

Для всіх ТРДД з прямоточним режимом $F_{ВП} < F_{ВП,нв}$, через те, що ТРДД з $F_{ВП,нв}$ не забезпечує вихід на режим переходу, де відбуваються включення прямоточного режиму при $M_{П} = 2,5$. Неоптимальність $F_{ВП}$ призводить до збільшення c_R через те, що зменшуються витрати повітря, пов'язані із зменшенням $F_{ВП}$, що вимагає збільшення θ^* , яке виявляється більше, ніж $\theta^*_{ек}$. Зростання θ^* реалізується шляхом збільшення $q_{П}$ (рис. 13).

Характерно, що при $M_{П} = 3,3...4$ відносна витрата палива і $F_{кр}$ приблизно однакові для ППРД і ТРДДФ на прямоточному режимі. При цьому приблизно однакові і повні параметри потоку, а також витрата повітря. Однаковість повного тиску ППРД і ТРДДФ на прямоточному режимі пояснюється тим, що в ТРДДФ більші втрати p^* через вентилятор, але менше в камері згоряння через менші швидкості, що обумовлено більшою площею поперечного перерізу каналу. Наслідком цього є приблизна однаковість c_R і $\bar{m}_{П}$.

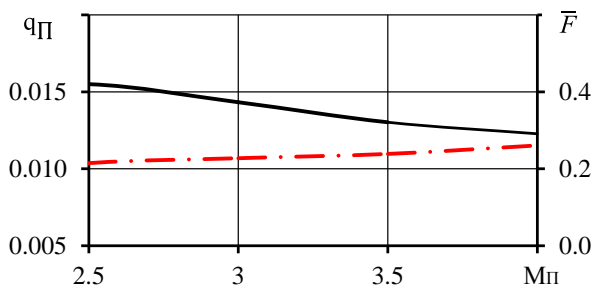


Рис. 10. Найвигідніші значення регульованих параметрів ТРДП на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— $\bar{F}_{кр} = \frac{F_{кр}}{F_{ВП}}$; — · — $q_{П}$

Величина $\bar{m}_{П}$ є визначальною для трансокеанських польотів, тому величини $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})$ для ТРДДФ і ТРДП в діапазоні $M_{П} = 3,3...4$ відрізняються мало (рис. 5). Для вибору типу ПРД у цьому діапазоні чисел $M_{П}$ потрібні більш детальні дослідження з урахуванням усіх ділянок профілю польоту.

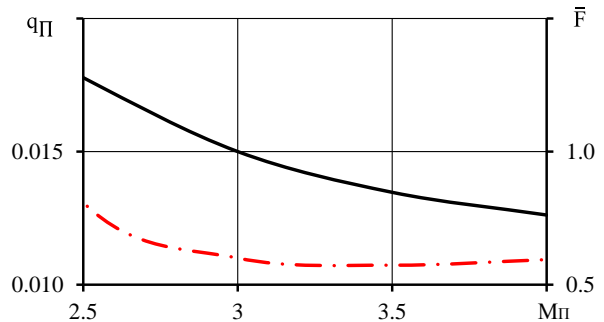


Рис. 11. Найвигідніші значення регульованих параметрів ТРДДФ на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— $\bar{F}_{кр}$; — · — $q_{П}$

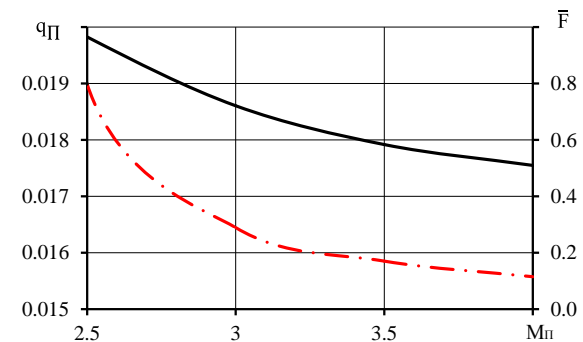


Рис. 12. Значення найвигідніших регульованих параметрів ТРДДФ_П на прямоточному режимі в залежності від швидкості польоту:

— $\bar{F}_{кр}$; — · — $q_{П}$

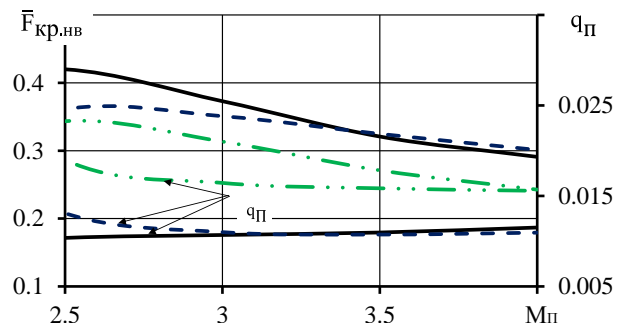


Рис. 13. Значення $\bar{F}_{кр,нв}$ і $q_{П}$ від швидкості польоту:

— — — — — ТРДП;
 - - - - - ТРДДФ з прямоточними режимами;
 · · · · · ТРДДФ_П з прямоточними режимами

Заключення

1. Отримані закономірності зміни відносної маси палива та СУ від швидкості крейсерського польоту у діапазоні $M_{П} = 2,5 \dots 4$ для складів СУ з прямоточними режимами роботи із забезпеченням оптимальних параметрів СУ на злітному та крейсерському режимах при заданих профілі польоту (з трансокеанською дальністю), геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА. Використання цих закономірностей дозволяє вибрати найвигідніший склад СУ з точки зору мінімуму відносної маси палива і СУ, залежно від швидкості надзвукового крейсерського польоту або вибрати швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ.

2. Отримано залежності оптимальних параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Використання цих залежностей дозволяє вибрати злітні параметри робочого процесу, які забезпечують зліт, вихід на крейсерський режим і $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$.

3. Отримано залежності оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Використання цих залежностей дозволяє обґрунтувати програму керування СУ, що забезпечує $(\bar{m}_{П} + \bar{m}_{СУ})_{\min}$.

Перспективи подальших досліджень

Перспективами подальших досліджень є:

- порівняння ефективності ПРД на прямоточних і турбореактивних режимах при оптимальних злітних і крейсерських параметрах СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ для діапазону швидкостей $M_{П} = 1.5 \dots 4$;

- отримання залежностей оптимальних параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі, а також оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту для СУ з ПРД на турбореактивних режимах.

Література

1. *Research on simulation and performance optimization of Mach 4 civil aircraft propulsion concept.* [Text] / M. Chen, Z. Jia, H. Tang, Y. Xiao, Y. Yang, F. Yin // *International Journal of Aerospace Engineering.* –

2019. – No. 2019. – Article ID 2918646. – 19 p. DOI: 10.1155/2019/2918646.

2. Hitti, N. *Virgin Galactic's high-speed Mach 3 aircraft will usher "a new frontier in high-speed travel"* [Электронный ресурс] / N. Hitti // *Dezzen.* – Режим доступа: <https://www.dezzen.com/2020/08/05/virgin-galactic-rolls-royce-mach-3-aircraft-design/> – 25.01.2022.

3. Arefyev, K. Yu. *Analysis of development trends of power-units for high-speed flying vehicles* [Text] / K. Yu. Arefyev, N. V. Kukshinov, A. N. Prokhorov // *Journal of Physics: Conference Series.* – 2019. – vol. 1147. – Article ID 012055. DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055.

4. Шевченко, М. А. *Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи силової установки літального апарату з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту* [Текст] / М. А. Шевченко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2021. – № 3(171). – С. 32–41. DOI: 10.32620/akt.2021.3.04.

5. Улитенко, Ю. А. *Анализ характеристик турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания с впрыском воды за входным устройством* [Текст] / Ю. А. Улитенко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2019. – № 1(153). – С. 29–38. DOI: 10.32620/akt.2019.1.03.

6. *Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ* [Текст] / В. В. Кулагин [и др.]. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 40 с.

7. Кислов, О. В. *Метод выбора состава и режима работы силовой установки, режима работы для летательного аппарата со сверхзвуковой крейсерской скоростью* [Текст] / О. В. Кислов, М. А. Шевченко // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр.* – 2020. – № 88. – С. 51–61. DOI: 10.32620/oikit.2020.88.04.

8. *Проектирование самолетов* [Текст] / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.

9. Дружинин, Л. Н. *Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей* [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швеиц, А. И. Ланшин // *Труды ЦИАМ.* – М., 1979. – № 832. – 46 с.

10. Kislav, O. *Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines.* [Text] / O. Kislav, M. Ambrozhevich, M. Shevchenko // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies.* – 2021. – Vol. 2, No. 8 (110). – P. 23–30. DOI: 10.15587/1729-4061.2021.229515.

11. Kislav, O. *Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft.* [Text] / O. Kislav, M. Shevchenko // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies.* –

2021. – Vol. 3, No. 3 (111). – P. 6-14. DOI: 10.15587/1729-4061.2021.233850.

12. *Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 [Text] / J. Morgenstern et al. // NASA Report. – 2015. – No. NASA/CR-2015-218719. – 396 p. – Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837> – 25.01.2022.*

13. Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 567 с.

14. Кислов, О. В. Особенности расчета и регулирования двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой сгорания в наружном контуре на прямоточных режимах работы. [Текст] / О. В. Кислов, М. А. Шевченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2020. – № 6(166). – С. 15–23. DOI: 10.32620/akt.2020.6.02.

15. *Turbojet and turbofan engines for a Mach 3 supersonic transport [Text] / F. J. Dugan, R. W. Koenig, J. B. Whitlow, T. B. McAuliffe // NASA Report. – 1964. – No. CR-64-21540. – 12 p.*

16. Кишалов, А. Е. Исследование и прогнозирование газодинамических параметров потока камер сгорания авиационных ГТД. [Текст] / А. Е. Кишалов, К. В. Маркина // *Вестник воронежского государственного технического университета*. – 2017. – № 13(1). – С. 60-68.

17. Теория авиационных двигателей [Текст] / Ю. Н. Нечаев [и др.] ; под ред. Ю. Н. Нечаев. – М. : Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. – 448 с.

18. Jaminson, R. R. *Power Units for Very High Speed Winged Vehicles [Text] / R. R. Jaminson // Aerospace Proceeding, Bristol, England. – 1966. – P. 484-513.*

19. Van Rooij, M. P. C. *Enhanced Blade Row Matching Capabilities via 3d Multistage Inverse Design and Pressure Loading Manager [Text] / M. P. C. Van Rooij, T. Q. Dang, L. M. Larosiliere // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9-13, 2008. – Germany : Berlin. – Paper No. GT2008-50539. – P. 2389-2399. DOI: 10.1115/GT2008-50539.*

20. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / В. П. Демченко, Л. Н. Дружинин, А. Л. Пархомов и др. ; под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. – М. : Машиностроение, 1979. – 432 с.

References

1. Chen, M., Jia, Z., Tang, H., Xiao, Y., Yang, Y., Yin, F. Research on simulation and performance optimization of Mach 4 civil aircraft propulsion concept. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, no. 2019, article id 2918646. 19 p. DOI: 10.1155/2019/2918646.

2. Hitti, N. *Virgin Galactic's high-speed Mach 3 aircraft will usher "a new frontier in high-speed travel"*. Avail-

able at: <https://www.dezeen.com/2020/08/05/virgin-galactic-rolls-royce-mach-3-aircraft-design/> (accessed 25.01.2022).

3. Arefyev, K. Yu., Kukshinov, N. V., Prokhorov, A. N. Analysis of development trends of power units for high-speed flying vehicles. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, no. 1147, article id 012055, DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012055.

4. Shevchenko, M. Vybir skladu, parametriv robochoho protsesu i rezhymu roboty sylovoyi ustanovky lital'noho aparatu z nadzvukovoyu kreysers'koyu shvydkisty pol'otu [Selection of a composition, operating process parameters and operating mode of propulsion for a supersonic cruising aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 3(171), pp. 32-41. DOI: 10.32620/akt.2021.3.04.

5. Ulitenko, Yu. A. Analiz kharakteristik turboreaktivnogo dvukhkонтурного dvigatelya s forsazhnoi kameroi sgoraniya s vpryskom vody za vkhodnym ustroystvom [Turbojet bypass engine with afterburner with water injection after input unit performance analysis]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1(153), pp. 29-38. DOI: 10.32620/akt.2019.1.03.

6. *Optimizatsiya i vybor parametrov rabocheho protsesa GTD po samoletnym kriteriyam effektivnosti s ispol'zovaniem ASTRA-OPT [Optimization and selection of parameters of the GTE working process according to aircraft efficiency criteria using ASTRA-OPT]. Samara, Samarskiy gosudarstveniy aerokosmicheskiy universitet Publ., 2007. 40 p.*

7. Kislov, O. V., Shevchenko, M. A. Metod vybora sostava i rezhima roboty silovoi ustanovki, rezhima roboty dlya letatel'nogo apparata so sverkhzvukovoi kreyserskoi skorost'yu [Method of Choosing Composition and Operation Mode of Propulsion, Operation Mode of Aircraft at Supersonic Cruising Speed]. *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii – Open Information and Computer Integrated Technologies*, 2020, no. 88, pp. 51-61. DOI: 10.32620/oikit.2020.88.04.

8. Eger, S. M., Mishin, V. F., Liseitsev, N. K. *Proektirovanie samoletov [Aircraft Design]. Moscow, Mechanical Publ., 1983. 616 p.*

9. Druzhinin, L. N., Shvets, L. I., Lanshin, A. I. *Matematicheskoe modelirovanie GTD na sovremennykh EVM pri issledovanii parametrov i kharakteristik aviatsionnykh dvigatelei [Mathematical modelling of GTEs on modern computers in the study of parameters and characteristics of aircraft engines]. Trudy TsIAM, Moscow, 1979, no. 832. 46 p.*

10. Kislov, O., Ambrozhevich, M., Shevchenko, M. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, vol. 2, no. 8 (110), pp. 23-30. DOI: 10.15587/1729-4061.2021.229515.

11. Kislov, O., Shevchenko, M. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control

program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2021, vol. 3, no. 3 (111), pp. 6-14. DOI: 10.15587/1729-4061.2021.233850.

12. Morgenstern, J. et al. *Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2*. NASA Report, 2015, no. NASA/CR-2015-218719. 396 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837> (accessed 25.01.2022).

13. Shljahtenko, S. M. *Teoriya vozdušnoreaktivnykh dvigatelej [Theory of jet engines]*. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.

14. Kislov, O., Shevchenko, M. Osobennosti rascheta i regulirovaniya dvukhkонтурного турбореактивного двигателя s forsazhnoi kameroi sgoraniya v naruzhnom konture na pryamotочnykh rezhimakh raboty [Calculation and regulation features of duct-burner turbofan engine at ramjet modes]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2020, no. 6(166), pp. 15-23. DOI: 10.32620/akt.2020.6.02.

15. Dugan, F. J., Koenig, R. W., Whitlow, J. B., McAuliffe, T. B. *Turbojet and turbofan engines for a Mach 3 supersonic transport*. NASA Report, 1964, no. CR-64-21540. 12 p.

16. Kishalov, A. E., Markina, K. V. Issledovanie i prognozirovaniye gazodinamicheskikh parametrov potoka kamer sgoraniya aviatsionnykh GTD [Research and prediction of thermal gas parameters flow combustion chambers of aviation GTE]. *Vestnik UGATU*, Ufa, USATU, 2017, no. 13(1), pp. 60-68.

17. Nechaev, Yu. N., Fedorov, R. M., Kotovskii, V. N., Polev, A. S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei [Theory of Aviation Engines]*. Moscow, VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo Publ., 2006. 448 p.

18. Jaminson, R. R. Power Units for Very High Speed Winged Vehicles. *Aerospace Proceeding*, Bristol, England, 1966, pp. 484-513.

19. Van Rooij, M. P. C., Dang, T.Q., Larosiliere, L.M. Enhanced Blade Row Matching Capabilities via 3d Multistage Inverse Design and Pressure Loading Manager. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, June 9-13, 2008*. Germany, Berlin, Paper No. GT2008-50539, pp. 2389-2399. DOI: 10.1115/GT2008-50539.

20. Demenchenok, V. P., Druzhinin, L. N., Parkhomov, A. L., Sosunov, V. A., Tskhovrebov, M. M., Shlyakhtenko, S. M., El'perina, A. S. *Teoriya dvukhkонтурных турбореактивных двигателей [Theory of turbofan engines]*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 432 p.

Надійшла до редакції 17.02.2022, розглянута на редколегії 16.05.2022

ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ СОСТАВА И ПАРАМЕТРОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ПРЯМОТОЧНЫМИ КОНТУРАМИ ОТ СКОРОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

О. В. Кислов, М. А. Шевченко

Есть две концепции самолета для трансокеанских перелетов со сверхзвуковой скоростью. Первая – самолет с умеренной сверхзвуковой скоростью крейсерского полета $M_{П} = 1,7...2,2$, вторая – самолет со скоростью крейсерского полета $M_{П} \geq 3$. Известно, что для больших сверхзвуковых скоростей наиболее предпочтительны силовые установки (СУ) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД). Однако ПВРД не имеет стартовой тяги и неэкономичен при дозвуковых скоростях полета. Для преодоления этого противоречия применяются комбинированные СУ с турбореактивным контуром для взлета и прямоточным контуром для сверхзвукового крейсерского полета. Известны СУ с турбопрямоточными двигателями (ТРДП), а также разнообразные схемы СУ с двухконтурными турбореактивными двигателями ТРДДФ и ТРДДФ_н, внешний контур которых вместе с форсажной камерой и соплом может рассматриваться как прямоточный контур. При выключенном турбореактивном контуре рабочий процесс таких двухконтурных двигателей практически такой же, как и у ПВРД, что позволяет использовать преимущества ПВРД в сверхзвуковом крейсерском полете. В связи с тем, что полет со сверхзвуковой крейсерской скоростью можно обеспечить разным составом СУ, проблема выбора состава и параметров СУ для самолета со сверхзвуковой крейсерской скоростью актуальна. Для выбора состава и параметров СУ был использован расчетно-аналитический метод, который базируется на критерии максимума относительной массы полезной нагрузки. Этот критерий с помощью уравнения массового баланса самолета можно представить в виде условия минимума относительной массы топлива и СУ. С помощью этого метода для летательного аппарата с заданными массовыми и аэродинамическими характеристиками и заданным профилем полета, для указанных составов СУ установлены закономерности изменения минимальной относительной массы топлива и СУ в диапазоне чисел $M_{П} = 2,5...4$. Эти зависимости позволяют выбрать состав СУ для заданной скорости крейсерского полета или выбрать наиболее выгодную с точки зрения массы полезной нагрузки скорость крейсерского полета при заданном составе СУ. Получены зависимости оптимальных параметров СУ на взлетном и крейсерском режимах по критерию минимума относительной массы топлива и СУ от скорости крейсерского полета.

Ключевые слова: силовая установка; относительная масса топлива и силовой установки; самолет; сверхзвуковая крейсерская скорость; прямоточный воздушно-реактивный двигатель; прямоточный режим; прямоточный контур; турбореактивный контур.

**CHANGING PATTERNS OF THE OPTIMAL COMPOSITION AND PARAMETERS
OF PROPULSIONS WITH RAMJET DUCTS
FROM THE SUPERSONIC CRUISING FLIGHT SPEED**

Oleh Kislov, Mykhailo Shevchenko

There are two aircraft concepts for transoceanic flights at supersonic speed. The first is the aircraft with moderate supersonic cruising speed $M = 1.7...2.2$, and the second is the aircraft with cruising speed $M \geq 3$. Propulsion with a ramjet engine (ramjet) is preferable for high supersonic speeds. However, a ramjet has no starting thrust and is uneconomical at subsonic flight speeds. Combined propulsion with a turbojet duct for takeoff and a ramjet duct for supersonic cruise flight are used to overcome this contradiction. There are known propulsion with turboramjet engines, as well as various propulsion schemes with turbofan engines (afterburning and duct-burning ones), in which the outer contour together with the afterburner and nozzle can be considered the ramjet duct. When the turbojet duct is turned off, the operating process of such turbofan engines is practically the same as the ramjet, which allows using the advantages of a ramjet in supersonic cruise flight. Because flight at supersonic cruising speed can be provided by different propulsion compositions, the choosing problem of the composition and parameters of the propulsion for an aircraft with supersonic cruising speed is relevant. A calculation-analytical method was used to select the composition and parameters of the propulsion, which is based on the maximum relative mass of the payload criterion. Using the aircraft mass balance equation this criterion can be represented as a minimum conditions for the relative mass of the fuel and propulsion. Using this method, for an aircraft with a given mass, aerodynamic characteristics and a given flight profile, for the indicated propulsion compositions, the change patterns of the minimum relative mass of fuel and propulsion in the range of $M = 2.5...4$ are established. The established patterns allow choosing the propulsion composition and parameters depending on the speed of the supersonic cruising flight or choosing the flight speed of the aircraft at a given propulsion composition. The dependance of the propulsion working process optimal parameters for takeoff and cruising mode on the speed of supersonic cruising flight according to the criterion minimum of relative mass of fuel and propulsion were obtained.

Keywords: propulsion; relative mass of fuel and propulsion; aircraft; supersonic cruising speed; ramjet engine; ramjet mode; ramjet duct; turbojet duct.

Кіслов Олег Володимирович – канд. техн. наук, доц., проф. каф. теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Шевченко Михайло Анатолійович – асп. каф. теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Oleh Kislov – Candidate of Technical Science, Assistant Professor, Professor at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.kislov@khai.edu, ORCID: 0000-0003-4814-9368, Scopus Author ID: 57223980161, <https://scholar.google.com/citations?user=WwtcUAYAAAAJ&hl>

Mykhailo Shevchenko – PhD student at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: mikleshevchenko@gmail.com, ORCID: 0000-0002-0806-6632, ResearcherID: I-1215-2018, Scopus Author ID: 57223985299, <https://scholar.google.com/citations?user=ZjO4XPoAAAAJ&hl>