

УДК 629.7.036.5.016.54

doi: 10.32620/akt.2021.3.04

М. А. ШЕВЧЕНКО

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Україна

## ВИБІР СКЛАДУ, ПАРАМЕТРІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ І РЕЖИМУ РОБОТИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З НАДЗВУКОВОЮ КРЕЙСЕРСЬКОЮ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ

Розглядаються питання вибору складу силової установки, її параметрів робочого процесу, а також режимів роботи силової установки для літаків, що дозволяють здійснювати трансокеанські польоти з надзвуковою крейсерською швидкістю. Як критерій вибору складу силової установки використовується умова максимуму відносної маси корисного навантаження. Цей критерій перетворюється за допомогою рівняння масового балансу літального апарата в умову мінімуму відносної маси палива і силової установки. Для вирішення завдання використовується метод типу предиктор-коректор. Як предиктор використовується етап вибору складу силової установки, її параметрів робочого процесу, а також режимів роботи силової установки по крейсерській ділянці польоту з урахуванням ділянок виходу на крейсерський режим і зниження за допомогою емпіричних коефіцієнтів, що враховують витрату палива на цих ділянках. За результатами цього етапу вирішення завдання відбираються найкращі конкуруючі варіанти силової установки з метою подальшого більш детального аналізу на етапі коректора шляхом чисельного рішення диференціальних рівнянь руху літака по всьому профілю польоту. При цьому на кожній елементарній ділянці шляху регульовані параметри силової установки оптимізуються за критерієм мінімуму потрібної витрати палива на подолання цієї ділянки. Розглянуто силові установки з турбореактивним двигуном, з двоконтурними турбореактивними двигунами зі змішанням потоків і з роздільним виходом потоків, з турбопрямоточним двигуном і з двоконтурними турбореактивними двигунами, що мають прямоточні режими роботи. За крейсерською ділянкою польоту для зазначених складів силових установок встановлені закономірності зміни відносної маси палива і силової установки для швидкостей крейсерського польоту, відповідних числам  $M_n = 1,5 \dots 4$ . Ці залежності дозволяють відібрати конкуруючі з точки зору маси корисного навантаження варіанти силових установок для заданої швидкості крейсерського польоту або вибрати найвигіднішу швидкість крейсерського польоту при заданому складі силової установки. Для літака з крейсерською швидкістю польоту, що відповідає числу  $M_n = 3$ , за цими залежностями визначені конкуруючі варіанти силової установки, що забезпечують мінімум відносної маси палива і силової установки. На етапі коректора ці варіанти силової установки оцінені за критерієм відносної маси палива і силової установки шляхом розв'язання рівнянь руху літака по всьому профілю польоту з оптимізацією регульованих параметрів силової установки на кожній елементарній ділянці шляху за критерієм мінімуму витрати палива на його подолання. При цьому параметри робочого процесу силової установки оптимізувалися в околі тих значень, які були отримані на етапі предиктора. Аналіз отриманих результатів показав, що в порівнянні з етапом предиктора на етапі коректора оптимальні з точки зору відносної маси палива і силової установки параметри робочого процесу силової установки змінилися приблизно на 12,5 %, а відносна маса палива і силової установки приблизно на 3 ... 4 %.

**Ключові слова:** відносна маса; корисне навантаження; маса палива і силової установки; надзвукова крейсерська швидкість польоту; літальний апарат; силова установка; повітряно-реактивний двигун; прямоточний режим.

### Вступ

В роботі [1] показано актуальність проблеми вибору складу і режиму роботи силової установки (СУ) літального апарату (ЛА) з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту і запропонований метод вибору складу і режиму роботи СУ за критерієм максимуму відносної маси корисного навантаження  $\bar{m}_{\text{кн}}$ . Умову максимуму маси корисного навантаження можна перетворити за допомогою рівняння масового балансу ЛА і представити у вигляді умови міні-

муму відносної маси палива і СУ  $(\bar{m}_{\text{п}} + \bar{m}_{\text{су}})_{\text{min}}$ .

Так як надзвуковий політ можна забезпечити різним складом СУ, то актуальною є задача отримання закономірностей зміни  $(\bar{m}_{\text{п}} + \bar{m}_{\text{су}})$  від швидкості крейсерського польоту для різних складів СУ. Це дозволить сформулювати основні рекомендації щодо вибору складу СУ в залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту або за вибором режиму польоту ЛА при заданому складі СУ.

## 1. Аналіз літературних джерел і постановка проблеми

В роботі [2] представлено дослідження з вибору складу СУ ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту  $M_n = 3$ . В роботі розглянуто турбореактивний двигун (ТРД), турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДФ), двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння ТРДД $_{\text{Фсм}}$ , двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння в другому контурі (ТРДД $_{\text{Фп}}$ ). Критерієм вибору СУ використовувалася злітна вага ЛА. Основними недоліками дослідження є відсутність впливу швидкості крейсерського польоту і обмежене коло складів СУ ЛА. Крім того, розглядався ЛА з дальністю польоту 5900 км, що не відповідає дальності трансокеанських польотів.

В роботі [3] представлено дослідження з вибору складу СУ ЛА ТРД, ТРД з перепуском повітря через компресор в сопло, ТРДД $_{\text{см}}$  і різні схеми турбореактивних двигунів змінного робочого процесу. Критеріями вибору СУ є злітна маса ЛА, допустимий рівень шуму, допустимі шкідливі викиди. Недолік дослідження – відсутність розгляду впливу швидкості крейсерського польоту.

Крім того, в роботах [2,3] не досліджувалися турбопрямоточні двигуни (ТПД).

Турбопрямоточні двигуни різних схем розглядаються в [4]. При цьому особливу увагу приділено схемам ТПД на основі ТРДД $_{\text{Фсм}}$  і ТРДД $_{\text{Фп}}$ . Особливістю роботи є розгляд складів СУ з ТПД без урахування параметрів ЛА.

Турбопрямоточні двигуни на основі ТРДД $_{\text{Фсм}}$  і ТРДД $_{\text{Фп}}$  в складі ЛА для заданої дальності польоту розглянуто в роботі [5]. В роботі отримано закономірності впливу параметрів робочого процесу СУ на питомі параметри СУ і відносну масу палива і СУ. Недоліками цієї роботи є неврахування впливу параметрів циклу внутрішнього контуру, невідповідність дальності польоту трансокеанським перельотам і обмеженість розглянутих складів СУ ЛА.

Схему ТРД з прямоточним контуром (ТРДП) досліджено в роботі [6]. У ній проведена багатокритеріальна оптимізація параметрів СУ з ТРДП для заданих чисел  $M_n = 3$  і  $M_n = 4$ . Критеріями оптимальності обрані: паливна ефективність; злітна вага ЛА; корисне навантаження; маса палива. Основним недоліком дослідження є обмежене коло досліджуваних чисел  $M_n$ .

Таким чином, в [2 – 6] представлені дослідження впливу складу СУ ЛА на параметри ефективності ЛА для різних швидкостей польоту. Однак, в цих роботах не виконано порівняльний аналіз впливу складу СУ на параметри ефективності ЛА і недостатньо вивчено питання впливу швидкості крейсерсь-

кого польоту на параметри ефективності ЛА. Крім того, в ряді досліджень розглядалася дальність польоту, яка не відповідає трансокеанським перельотам.

Тому потрібне виявлення закономірностей зміни  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{\text{СУ}})$  від числа  $M_n$  для різних складів СУ ЛА для польоту на трансокеанську дальність ( $L = 10000$  км). Надзвукову крейсерську швидкість польоту доцільно обмежити максимальним числом  $M_n = 4$ , що пов'язано з проблемою високих температур робочого тіла в СУ ЛА і температурного нагріву елементів ЛА [7].

Виходячи з робіт [2 – 6], для таких умов польоту доцільно розглянути СУ з ТРД, ТРДД, ТРДД $_{\text{см}}$ , ТРДП, ТРДД $_{\text{Фсм}}$  та ТРДД $_{\text{Фп}}$  з переходом на прямоточний режим роботи.

## 2. Мета і завдання дослідження

Метою дослідження є встановлення закономірностей зміни  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{\text{СУ}})$  в діапазоні чисел  $M_n = 1,5 \dots 4$  для різних складів СУ за допомогою методу, представленому в роботі [1]. Ці залежності дозволять вибрати склад СУ для заданої швидкості крейсерського польоту або вибрати найвигіднішу з точки зору  $\bar{m}_{\text{кн}}$  швидкість крейсерського польоту при заданому складі СУ.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- для крейсерської ділянки польоту встановити закономірності зміни  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{\text{СУ}})$  для обраних СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту;

- за допомогою отриманих залежностей вибрати кращі конкуруючі варіанти СУ для заданої швидкості крейсерського польоту з метою подальшого уточнення відносної маси палива і СУ шляхом розгляду всього профілю польоту;

- вибрати склад і режим роботи СУ за критерієм  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{\text{СУ}})_{\text{min}}$  для заданої крейсерської швидкості польоту шляхом інтегрування рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту.

## 3. Матеріали і методи дослідження

Дослідження засноване на використанні теоретичних методів з областей аеродинаміки і динаміки польоту ЛА, математичного моделювання газодинамічних процесів повітряно-реактивних двигунів (ПРД), емпіричних залежностей з області проектування ЛА і ПРД.

В якості вихідних даних приймалися профіль польоту, аеродинамічні і масові характеристики ЛА для надзвукових трансокеанських польотів [8].

Для різних складів СУ ЛА визначалася сума відносних мас палива і СУ в залежності від числа  $M_n$ . При кожному числі  $M_n$  для заданої схеми ПРД визначалися параметри робочого процесу на злітному режимі, що забезпечують  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ .

Температура на виході з камери згоряння для перспективного двигуна обмежувалася  $T_{г.\max}^* \leq 1900$  К, а для форсажної камери –  $T_{ф.\max}^* \leq 2120$  К [9].

Ступінь підвищення тиску  $\pi_k^*$  варіювалася відповідно до рекомендацій [4, 10] в діапазоні  $\pi_k^* = 3 \dots 32$  в залежності від схеми газотурбінного двигуна (ГТД).

Ступінь двоконтурності варіювалася в діапазоні  $m = 0 \dots 6$  відповідно до рекомендацій [4, 5].

Ступені підвищення тиску вентилятора  $\pi_v^*$  ТРДД<sub>см</sub> і ТРДДФ<sub>см</sub> з переходом на прямоточний режим становили 90% від оптимальних значень  $\pi_{v.\text{опт}}^*$ , які залежать від ступеня  $m$  і параметрів циклу внутрішнього контуру і розраховувалися згідно [4].

Для ТРДДФ<sub>п</sub> з переходом на прямоточний режим роботи недоцільне застосування вентиляторів з числом ступенів більше двох через зростання втрат повного тиску вентилятора на прямоточному режимі [11]. У цьому випадку величина  $\pi_v^*$  була істотно менше, ніж  $\pi_{v.\text{опт}}^*$ . Величина  $\pi_v^*$  визначалася з умови, що вентилятор двоступеневий. При цьому, незважаючи на значне відхилення від оптимального значення, погіршення питомих параметрів ТРДД є слабким. Зокрема, відповідно до даних роботи [4] зменшення  $\pi_{v.\text{опт}}^*$  на 50% призведе до збільшення питомої витрати палива на 3% при  $m \leq 2,5$ .

У польоті регульовані параметри ПРД варіювалися з метою мінімізації витрат палива на елементарній ділянці траєкторії заданої довжини при забезпеченні потрібної тяги СУ ЛА.

Для розрахунку параметрів ГТД використовувалася математична модель першого рівня, яка описана в роботах [4, 12 – 14].

Модель розрахунку схеми ТПД на основі ТРДДФ<sub>п</sub> представлена в роботі [11]. Для схеми ТРДП використовується модель [11], в якій враховано відсутність втрат повного тиску вентилятора в зовнішньому контурі.

Для розрахунку ТПД на основі ТРДДФ<sub>см</sub> використовується модель [11], в якій враховано наявність втрат повного тиску при раптового розширен-

ні потоку на вході в камеру змішування. Оскільки раптове розширення відбувається при дозвукових швидкостях потоку, використовується модель Борда, яка описана в роботі [15].

Маса двигуна ТРДП розраховувалася за співвідношенням, представленим в [16]. Для ТРДП застосовувалися формули ТРДД при величині  $\pi_v^* = 1$ .

## 4. Результати дослідження

### 4.1. Закономірності зміни відносної маси палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на крейсерській ділянці польоту

Із використанням описаної вище процедури отримані залежності  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})$  від числа  $M$  крейсерського польоту для ЛА з ТРД, ТРДД, ТРДД<sub>см</sub>, ТРДП, ТРДДФ<sub>см</sub> і ТРДДФ<sub>п</sub> з прямоточними режимами. Ці залежності показані на рис. 1.

На рисунку 1 показана точка, що характеризує  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})$  для розглянутого ЛА з ТРДД, отримана в роботі [8]. Відмінність між значеннями менше 3%. З рисунку видно, що для різних діапазонів чисел  $M_n$  крейсерського польоту потрібні різні склади СУ ЛА, що забезпечують. Для  $M_n < 1,8$  конкуруючими СУ є ТРДД<sub>см</sub> і ТРДД. При  $M_n = 1,8 \dots 2,4$  конкуруючими СУ є ТРДД<sub>см</sub> і ТРД. Для  $M_n = 1,8 \dots 3,5$  конкуруючими СУ є ТРД і ТРДП. При  $M_n > 3,5$  конкуруючими СУ є ТРДП, ТРДДФ<sub>см</sub> і ТРДДФ<sub>п</sub> на прямоточних режимах роботи.

Характерно, що для кожної схеми ПРД існує найвигідніше число  $M_n$  крейсерського польоту, при якому  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ , а відносна маса корисного навантаження максимальна.

З рис. 1 видно, при  $M_n > 2,8$  ТРДД програють ТРДД на прямоточному режимі, що узгоджується з рекомендаціями роботи [4].

### 4.2. Вибір конкуруючих варіантів СУ ЛА для порівняння з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту

Відбір конкуруючих варіантів СУ ЛА залежить від діапазону чисел  $M_n$  крейсерського польоту, які задаються замовником в технічному завданні на проектування ЛА.

Нині розглядаються дві концепції ЛА для трансокеанських перельотів з надзвуковою швидкістю польоту. Перша – ЛА з помірною надзвуковою

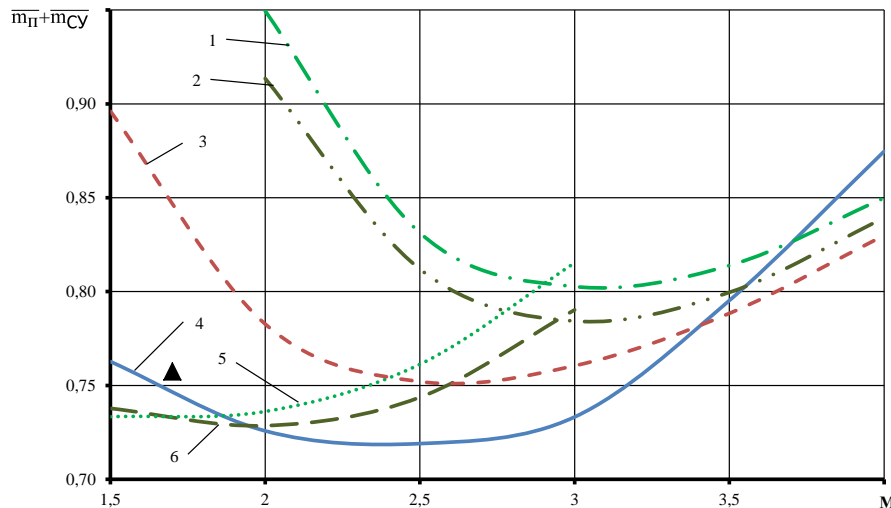


Рис. 1. Зміна відносної маси палива і СУ для обраних складів СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту:  $\blacktriangle$  –  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{cy})$  для ЛА с ТРДД, отримана в роботі [8]; 1 –  $\text{---} \cdot \text{---}$  ТРДДФП з прямоточними режимами; 2 –  $\text{---} \cdot \text{---}$  ТРДД<sub>см</sub> з прямоточними режимами; 3 –  $\text{---}$  ТРДП; 4 –  $\text{---}$  ТРД; 5 –  $\text{---} \cdot \text{---}$  ТРДД; 6 –  $\text{---} \cdot \text{---}$  ТРДД<sub>см</sub>

швидкістю крейсерського польоту 1600...1900 км/год [8,17], друга – ЛА зі швидкістю крейсерського польоту 2500...3000 км/год [18].

Оскільки швидкість крейсерського польоту комерційних лайнерів сьогодні становить 850...900 км/год, польоти на швидкостях 1600...1900 км/год не принесуть значної економії за часом, тому для подальшого дослідження в якості крейсерської швидкості польоту прийнята швидкість, відповідна  $M_n = 3$ .

З рис.1 видно, що для цієї швидкості польоту конкуруючими варіантами є СУ з ТРД і ТРДП. Рисунок 1 відповідає ТРД з  $T_r^* = 1690 \text{ K}$ ,  $\pi_k^* = 12$ , і ТРДП на прямоточному режимі з  $T_\phi^* = 903 \text{ K}$  і  $m = 5,6$ . Ці параметри робочого процесу приймаються базовими для подальшого пошуку найвигідніших значень параметрів робочого процесу на основі інтегрування рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту з оптимізацією регульованих параметрів в кожній точці профілю польоту з умови мінімуму витрати палива на елементарній ділянці траєкторії заданої довжини при забезпеченні потрібної тяги СУ ЛА.

#### 4.3. Вибір складу і режиму роботи СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ для заданої крейсерської швидкості польоту з урахуванням рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту

На цьому етапі розглядаються тільки конкуруючі СУ з найкращим складом, визначеним за результатами аналізу крейсерської ділянки польоту.

Вихідними даними для розрахунку є параметри СУ, отримані в результаті оптимізації за крейсерською ділянкою шляху. Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження може змінити як величину відносної маси палива і СУ, так і найвигідніші значення параметрів робочого процесу СУ. Зміна параметрів зростає при зменшенні відношення довжини ділянки крейсерського польоту до дальності польоту. Для трансокеанських перельотів це відношення близьке до одиниці, тому слід очікувати, що найвигідніші значення параметрів робочого процесу СУ будуть перебувати в оточенні цих значень, які отримані при оптимізації за ділянкою крейсерського польоту.

Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження полягає в чисельному рішенні диференціальних рівнянь руху ЛА на цих ділянках по заданій траєкторії з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування рівнянь руху ЛА за критерієм мінімуму маси палива, яка витрачається на подолання елементарної ділянки шляху.

Крім того, оскільки для ТРДП крейсерський політ виконується в режимі прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД), а вихід на крейсерський режим виконується в режимі ТРД, то необхідно визначити найвигідніші значення параметрів робочого процесу ТРДП в режимі ТРД за критерієм  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{cy})_{\min}$ .

Тому параметри робочого процесу на злітному режимі ТРДП повинні варіюватися в широкому діапазоні.

Значення  $T_r^*$  для ТРД і ТРДП в режимі ТРД задавалося максимальним згідно з рекомендаціями [10]. На режимі виходу на крейсерський режим прямоточний контур ТРДП не працює, тому  $m = 0$ . Тому варіюваним параметром робочого процесу для ТРД і ТРДП в режимі ТРД є тільки  $\pi_{к,р}^*$ . Причому, для ТРД  $\pi_{к,р}^*$  має варіюватися в вузькому діапазоні поблизу 12, а для ТРДП в режимі ТРД в широкому діапазоні –  $\pi_{к,р}^* = 4,5 \dots 13,5$ . Значення  $\pi_{к,р}^* > 13,5$  не розглядалися через недостатність тяги при заданому значенні  $T_r^*$  для виходу на крейсерський режим польоту.

На рис. 2 показана залежність відносної маси палива і СУ від ступеня підвищення тиску на злітному режимі  $\pi_{к,р}^*$  для ТРД і ТРДП, отримана з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування рівнянь руху ЛА. Оптимізація параметрів СУ здійснювалася за критерієм мінімуму маси палива, яка витрачається на подолання елементарної ділянки шляху, при крейсерській швидкості польоту  $M_n = 3$ .

З рисунка 2 видно, що для ТРДП при  $\pi_{к,р}^* = 12$  ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ) мінімальна, а для ТРД ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ) зменшується при збільшенні  $\pi_{к,р}^*$ , проте при  $\pi_{к,р}^* > 13,5$  величина тяги стає недостатньою для виходу на крейсерський режим польоту. Отримане значення корелює з результатами роботи [2], де при  $T_r^* = 1650 \text{ К}$   $\pi_{к,р}^* = 10$ , з урахуванням того, що  $\pi_{к,р}^*$  економічне зростає з ростом  $T_r^*$  [10].

Оптимізація параметрів злітного режиму СУ з урахуванням рівнянь руху ЛА для всього профілю польоту з оптимізацією програми управління СУ на всіх елементарних ділянках польоту за критерієм мінімуму потрібної маси палива на його подолання дозволила визначити величини найвигідніших значень параметрів робочого процесу на злітному режимі і уточнити величину ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ).

При цьому, отримані відмінності величин ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ) від відповідних величин, отриманих при оптимізації за ділянкою крейсерського польоту, становлять менше 4% для ТРД і менше 3% для ТРДП, а відмінність  $\pi_{к,р}^*$  для ТРД становить 12,5%.

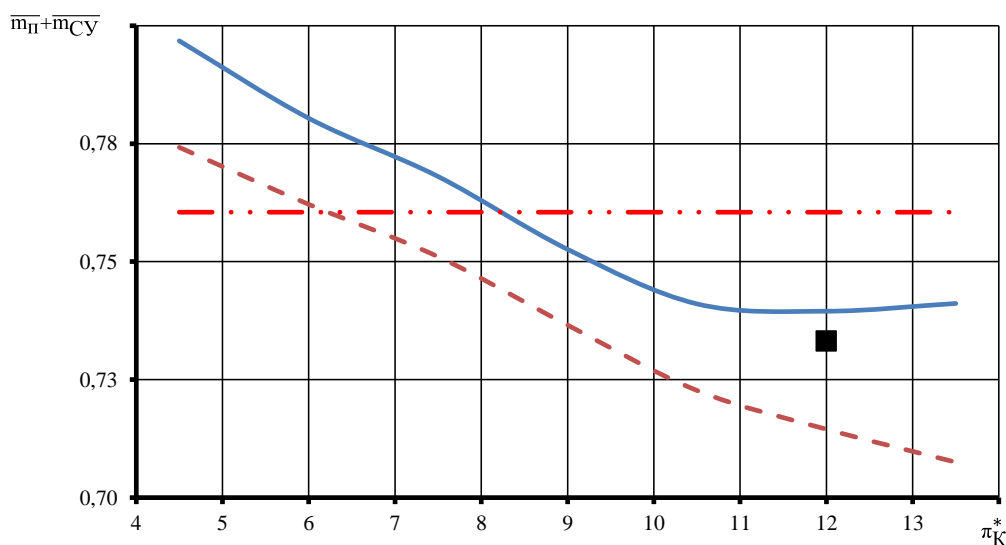


Рис. 2 Залежності відносної маси палива і СУ для ТРД і ТРДП від  $\pi_{к,р}^*$  при  $M_n = 3$ :

- – точка, що характеризує параметри ЛА і СУ з ТРД при оптимізації за крейсерською ділянкою шляху ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ );
- · — · — лінія, що характеризує параметри ЛА і СУ з ТРДП при оптимізації за крейсерською ділянкою шляху;
- — — — ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ) для ТРДП з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування;
- — — — ( $\bar{m}_п + \bar{m}_{су}$ ) для ТРД з урахуванням рівнянь руху ЛА за заданим профілем польоту з оптимізацією параметрів СУ на кожному кроці інтегрування

Крім того, розгляд ділянок виходу на крейсерський режим і зниження необхідні для визначення найвигідніших параметрів робочого процесу ТРДП в режимі ТРД.

## 5. Обговорення результатів дослідження

На рисунку 1 представлені залежності відносної маси палива і СУ для різних складів СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту. Найважливість мінімуму  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  на цих залежностях пояснюється конкуруючим впливом швидкості польоту і аеродинамічної якості ЛА на параметр дальності і потрібну масу палива [19]. Відмінності величин  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})_{\min}$  для різних СУ, пояснюються відмінностями схем ПРД, їх термодинамічних циклів і величин параметрів робочого процесу.

Також з рисунка видно, що для широкого діапазону швидкостей польоту  $M_n = 1,5 \dots 3,5$  доцільно застосовувати склади СУ з однією з найпростіших схем ПРД – ТРД. При цьому виявляється, що при  $M_n = 2 \dots 3$  така СУ є найкращою з точки зору максимуму корисного навантаження.

СУ з ТРДД<sub>см</sub> і ТРДД можуть застосовуватися до чисел  $M_n = 3$ , а при  $M_n < 2$  вони є найбільш ефективними з точки зору мінімуму  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$ .

СУ з ТРДП при використанні режиму ТРД для виходу на крейсерський режим і прямооточного режиму в крейсерському польоті може бути застосована для всього розглянутого діапазону швидкостей крейсерського польоту. При цьому вона є найкращою за критерієм мінімуму  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  при  $M_n > 3,3 \dots 3,5$ , але має низьку ефективність при  $M_n < 2,2 \dots 2,5$ . Це пояснюється впливом ступеня підвищення тиску в циклі ППРД, яке зменшується при зменшенні швидкості польоту.

СУ з ТРДДФ<sub>см</sub> і ТРДДФ<sub>п</sub> на прямооточному режимі роботи неефективні при  $M_n < 2 \dots 2,5$ , але можуть конкурувати з ТРДП на прямооточному режимі при  $M_n > 3,5$ . Програш за критерієм  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})_{\min}$  обумовлений наявністю додаткових втрат повного тиску в вентиляторі.

На рис. 2 показано співставлення результатів оптимізації за критерієм  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})_{\min}$  з урахуванням рівнянь руху ЛА тільки на крейсерській ділянці шляху і на всіх ділянках польоту. Крім того, показано вплив вибору  $\pi_{к,р}^*$  на злітному режимі на величину  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$ . Вплив  $\pi_{к,р}^*$  на величину

$(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  обумовлено, головним чином, зміною маси палива, що витрачається для виходу ЛА на крейсерський режим.

Для ТРД врахування ділянки виходу на крейсерський режим вимагає збільшення  $\pi_{к,р}^*$ , що пояснюється поліпшенням економічності ТРД при малих швидкостях польоту. Однак, збільшення призводить до більш раннього «виродження» ТРД по  $M_n$ . Тому при високих  $\pi_{к,р}^*$  вихід на крейсерський режим польоту стає неможливим ( $\pi_{к,р}^* > 13,5$  при  $M_n = 3$  і  $T_{г,макс}^* = 1900$  К).

Для ТРДП врахування ділянки виходу на крейсерський режим показує наявність оптимуму по  $(\pi_{к,р,опт}^* \sim 12$  при  $M_n = 3$  і  $T_{г,макс}^* = 1900$  К). При  $\pi_{к,р}^* > 12$  величина  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  збільшується дуже слабо. Така зміна  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  пояснюється конкуруючим впливом зменшення маси палива, потрібної для виходу на крейсерський режим, і збільшенням маси ТРДП при збільшенні  $\pi_{к,р}^*$ .

Перевагами даного дослідження в порівнянні з відомими є:

- розглянуті найбільш доцільні склади СУ ЛА з точки зору  $\bar{m}_{кн}$  ЛА для польоту на трансокеанську дальність ( $L = 10000$  км) при швидкостях крейсерського польоту, відповідних  $M_n = 1,5 \dots 4$ ;

- виконано порівняльний аналіз впливу складу і параметрів робочого процесу СУ на  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  при швидкостях крейсерського польоту, відповідних до  $M_n = 1,5 \dots 4$ ;

- визначені закономірності, що дозволяють розробити рекомендації щодо вибору складу і параметрів робочого процесу СУ в залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту або за вибором швидкості польоту ЛА при заданому складі СУ;

- обрані кращі з точки зору мінімуму  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$  конкуруючі склади СУ для крейсерської швидкості польоту, відповідної до  $M_n = 3$ ;

- скориговані значення параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі з урахуванням руху ЛА на ділянці виходу на крейсерський режим з умови  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})_{\min}$  і уточнені значення  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})$ .

Недоліком розробленого методу є його обмеженість, обумовлена оптимізацією складу і параметрів робочого процесу СУ тільки за критерієм  $(\bar{m}_п + \bar{m}_{СУ})_{\min}$ , що відповідає максимуму  $\bar{m}_{кн}$ .

Тоді як мають значення і інші аспекти – вартість, технологічність, надійність, ресурс і т.д.

Перспективним є розгляд ТРДФ, ТРДД<sub>см</sub>, ТРДД<sub>П</sub> з перемиканням режимів роботи. Наприклад, вихід на крейсерський режим польоту здійснювати на форсованому режимі, а крейсерську ділянку польоту долати на нефорсованих режимах роботи СУ. Крім того, доцільно або подальший розвиток методу з урахуванням інших критеріїв вибору, або комбінація розробленого методу з іншими методами, заснованими на інших умовах вибору.

### Висновки

1. За допомогою методу, представленою в роботі [1] встановлені закономірності зміни суми відносних мас палива і СУ в залежності від швидкості крейсерського польоту. Їх особливістю є широкий діапазон швидкостей польоту ( $M_n = 1,5 \dots 4$ ) при встановленій трансокеанській дальності польоту. Використання цих закономірностей дозволяє вибрати склад і параметри робочого процесу СУ в залежності від швидкості надзвукового крейсерського польоту або вибрати швидкість польоту ЛА при заданому складі СУ.

2. Для найбільш актуальної швидкості крейсерського польоту  $M_n = 3$  за допомогою отриманих закономірностей обрані кращі конкуруючі варіанти СУ – СУ з ТРД і ТРДП.

3. Для ЛА ТРД і ТРДП із заданою крейсерською швидкістю польоту  $M_n = 3$  уточнені параметри робочого процесу з умови  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})_{\min}$  шляхом врахування рівнянь руху ЛА на всіх ділянках польоту. Врахування ділянок виходу на крейсерський режим і зниження дозволило більш точно визначити величину  $(\bar{m}_n + \bar{m}_{СУ})$  і оцінити відмінність результатів оптимізації за крейсерською ділянкою польоту і всьому профілю польоту. Ця відмінність становить менше 4 % для ТРД і менше 3 % для ТРДП, а відмінність  $\pi_{к,р}^*$  для ТРД становить 12,5 %.

### Подяка

Автор висловлює подяку і глибоку вдячність канд. техн. наук, доценту, професору кафедри теорії авіаційних двигунів О. В. Кіслову за поради та цінні зауваження при роботі над цією статтею.

### Література

1. Кислов, О. В. Метод выбора состава и режима работы силовой установки, режима работы для летательного аппарата со сверхзвуковой крей-

серской скоростью [Текст] / О. В. Кислов, М. А. Шевченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2020. – № 88. – С. 51-61. DOI: 10.32620/oikit.2020.88.04.

2. 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. – № 64-21540. – 12 p.

3. Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport [Text] / J. J. Berton, W. J. Haller, P. F. Senick, S. M. Jones, J. A. Seidel // NASA Report. – 2005. – № TM-2005-213414. – 106 p.

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

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

6. 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. – Vol. 2019. Article ID: 2918646. – 19 p. DOI: 10.1155/2019/2918646.

7. 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.

8. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 [Text] / J. Morgenstern [and other] // NASA Report. – 2015. – № CR—2015-218719. – 396 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837> – (accessed 23.03.2021).

9. 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.

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

11. 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.

12. Дружинин, Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании



параметров и характеристик авиационных двигателей [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец, А. И. Ланишин // Труды ЦИАМ. – 1979. – № 832.

13. Янкин, В. И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. [Текст] / В. И. Янкин. – М. : Машиностроение, 1976. – 168 с.

14. Kislov, O. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. [Text] / O. Kislov, 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.

15. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] : справочник / Под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.

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

17. Yicheng, S. Review and prospect of supersonic business jet design. [Text] / S. Yicheng, S. Howard // Progress in Aerospace Sciences. – 2017. – Vol. 90. – P. 12–38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003.

18. Батыров, Т. Россия и ОАЭ разработают сверхзвуковой бизнес-джет [Электронный ресурс] // Forbes. – Режим доступа: <https://www.forbes.ru/newsroom/biznes/421741-rossiya-i-oe-razrabotayut-sverhzhukovoy-biznes-dzhet> – 26.04.2021.

19. Kislov, O. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. [Text] / O. Kislov, M. Shevchenko // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2021. – Vol. 3, No. 3 (111). – P. 6–14. DOI: 10.15587/1729-4061.2021.233850.

## References

1. Kislov, O. V., Shevchenko, M. A. 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.

2. 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.

3. Berton, J. J., Haller, W. J., Senick, P. F., Jones, S. M., Seidel, J. A. *A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport*. NASA Report, 2005, no. TM-2005-213414. 106 p.

4. Demenchenok, V. P., Druzhinin, L. N., Parkhomov, A. L., Sosunov, V. A., Tskhovrebov, M. M.,

Shlyakhtenko, S. M., El'perina, A. S. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* [Theory of turbofan engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 432 p.

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

6. 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, Vol. 2019. Article ID: 2918646. 19 p. DOI: 10.1155/2019/2918646.

7. Ulitenko, Yu. A. Analiz kharakteristik turboreaktivnogo dvukhkonturnogo dvigatelya s forsazhnoi kameroy 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.

8. Morgenstern, J. and other. *Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2*. NASA Report, 2015, no. CR-2015-218719. 396 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150015837> (accessed 23.03.2021).

9. 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 Publ., 2017, no. 13(1), pp. 60-68.

10. 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.

11. Kislov, O., Shevchenko, M. *Osobennosti rascheta i regulirovaniya dvukhkonturnogo turboreaktivnogo dvigatelya s forsazhnoi kameroy sgoraniya v naruzhnom konture na pryamotchnykh rezhimakh raboty* [Calculation and regulation features of duct-burning turbofan engine at ramjet modes]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, no. 6(166), pp. 15-23. DOI: 10.32620/akt.2020.6.02.

12. Druzhinin, L. N., Shvets, L. I., Malinina, N. S. (1983). *Metod i podprogramma rascheta termodinamicheskikh parametrov vozduha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv*. Rukovodiyaschiy tehn. material aviatsionnoy tehniki. RTM 1677–83. Dvigateli aviatsionnye i gazoturbinnye. Moscow. 68 p.

13. Yankin, V. I. *Sistema programm dlya rascheta kharakteristik VRD na ETsVM*. [System of programs for calculating the characteristics of turbojet engine with a computer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 168 p.

14. 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, no. 2 (8 (110)), pp. 23–30. DOI: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.229515>

15. Idel'chik, I. E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Hydraulic resistance Handbook]. Moscow, MEI Publ., 1992. 672 p.

16. *Optimizatsiya i vybor parametrov rabocheho protsessa 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.

17. Yicheng, S, Howard S. *Review and prospect of supersonic business jet design. Progress in Aerospace*

*Sciences*, 2017, vol. 90, pp. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003.

18. Batyrov, T. *Rossiya i OAE razrabotayut sverkhzvukovoi biznes-dzhet* [Russia and the UAE will develop a supersonic business jet]. Available at: <https://www.forbes.ru/newsroom/biznes/421741-rossiya-i-oe-razrabotayut-sverkhzvukovoy-biznes-dzhet> (accessed 23.04.2021) (In Russian)

19. 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.

*Надійшла до редакції 20.04.2021, розглянута на редколегії 20.05.2021*

## ВЫБОР СОСТАВА, ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И РЕЖИМА РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СО СВЕРХЗВУКОВОЙ КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА

*М. А. Шевченко*

Рассматриваются вопросы выбора состава силовой установки, ее параметров рабочего процесса, а также режимов работы силовой установки для самолетов, позволяющих осуществлять трансокеанские полеты со сверхзвуковой крейсерской скоростью. В качестве критерия выбора состава силовой установки используется условие максимума относительной массы полезной нагрузки. Этот критерий преобразуется с помощью уравнения массового баланса летательного аппарата в условие минимума относительной массы топлива и силовой установки. Для решения задачи используется метод типа предиктор-корректор. В качестве предиктора используется этап выбора состава силовой установки, ее параметров рабочего процесса, а также режимов работы силовой установки по крейсерскому участку полета с учетом участков выхода на крейсерский режим и снижения с помощью эмпирических коэффициентов, учитывающий расход топлива на этих участках. По результатам этого этапа решения задачи отбираются лучшие конкурирующие варианты силовой установки с целью последующего более детального анализа на этапе корректора путем численного решения дифференциальных уравнений движения самолета по всему профилю полета. При этом на каждом элементарном участке пути регулируемые параметры силовой установки оптимизируются по критерию минимума потребного расхода топлива на преодоление этого участка. Рассмотрены силовые установки с турбореактивным двигателем, с двухконтурными турбореактивными двигателями со смешением потоков и с отдельным истечением из контуров, с турбопрямоточным двигателем и с двухконтурными турбореактивными двигателями, имеющими прямоточные режимы работы. По крейсерскому участку полета для указанных составов силовых установок установлены закономерности изменения относительной массы топлива и силовой установки для скоростей крейсерского полета, соответствующих числам  $M_n = 1,5 \dots 4$ . Эти зависимости позволяют отобрать конкурирующие с точки зрения массы полезной нагрузки варианты силовых установок для заданной скорости крейсерского полета или выбрать наиболее выгодную скорость крейсерского полета при заданном составе силовой установки. Для самолета с крейсерской скоростью полета, соответствующей числу  $M_n = 3$ , по этим зависимостям определены конкурирующие варианты силовой установки, обеспечивающие минимум относительной массы топлива и силовой установки. На этапе корректора эти варианты силовой установки оценены по критерию относительной массы топлива и силовой установки путем решения уравнений движения самолета по всему профилю полета с оптимизацией регулируемых параметров силовой установки на каждом элементарном участке пути по критерию минимума расхода топлива на его преодоление. При этом параметры рабочего процесса силовой установки оптимизировались в окрестности тех значений, которые были получены на этапе предиктора. Анализ полученных результатов показал, что по сравнению с этапом предиктора на этапе корректора оптимальные с точки зрения относительной массы топлива и силовой установки параметры рабочего процесса силовой установки изменились примерно на 12,5 %, а относительная масса топлива и силовой установки примерно на 3...4 %.

**Ключевые слова:** относительная масса; полезная нагрузка; масса топлива и силовой установки; сверхзвуковая крейсерская скорость полета; летательный аппарат; силовая установка; воздушно-реактивный двигатель; прямоточный режим.

**SELECTION OF A COMPOSITION, OPERATING PROCESS PARAMETERS AND OPERATING MODE OF PROPULSION FOR A SUPERSONIC CRUISING AIRCRAFT***M. Shevchenko*

The issues of choosing a composition, operating process parameters and operating modes of propulsion for supersonic cruising aircraft providing transoceanic flights are considered. A condition of maximum payload relative mass is used as a criterion for choosing the composition of the propulsion. This criterion can be transformed using the aircraft mass balance equation into a condition of the minimum relative mass of fuel and propulsion. A predictor-corrector method is used to solve the task. Choosing the composition, operating process parameters and operating modes of propulsion according to the cruising segment, taking into account the remaining flight segments take-off, climb and descent by the empirical coefficients, is used as a predictor stage. Based on the solving results of this stage, the best competing variants of propulsions are selected for the purpose of subsequent more detailed analysis at a corrector stage by numerically solving the differential equations of the aircraft motion along an entire flight profile. At the same time, on each elementary section of the path, the control parameters of the propulsion are optimized according to the criterion of the minimum required fuel consumption to overcome this section. Propulsion with turbojet engine, turbofan and mixed flows turbofan engine, turbo-ramjet engine and turbofan engines that have ramjet modes are considered. Patterns of the change in the relative mass of the fuel and propulsion for the indicated compositions of the propulsions according to cruising segment of the flight for the cruising speeds corresponding to the  $M = 1.5...4$  are established. These dependencies make it possible to select variants of propulsion competing in terms of payload for a cruising speed or select the most advantageous cruising speed for propulsion composition which is given. These dependencies were used to determine competing variants of the power plant, providing a minimum of the relative mass of fuel and propulsion for the airplane with a cruising speed corresponding to the  $M = 3$ . At the stage of the corrector, these variants of the propulsion were evaluated according to the criterion of the relative mass of fuel and propulsion by solving the equations of the aircraft motion along the entire flight profile with the optimization of the control parameters of the propulsion on each elementary segment of the profile according to the criterion of minimum fuel consumption to overcome it. In doing so, the operating process parameters of the propulsion were optimized near of those values that were obtained at the stage of the predictor. The analysis of the obtained results indicates that, in comparison with the predictor stage at the corrector stage, the parameters of the propulsion operating process that are optimal from the point of view of the relative mass of fuel and propulsion changed by about 12.5 %, and the relative mass of fuel and propulsion by about 3...4 %.

**Keywords:** relative mass; payload; mass of fuel and propulsion; supersonic cruising speed; aircraft; propulsion; airbreathing jet engines; ramjet mode.

**Шевченко Михайло Анатолійович** - аспірант кафедри теорії авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

**Mikhail 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,  
<https://scholar.google.com/citations?user=ZjO4XPoAAAAJ&hl>