

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 629.7.035.03-036.34

0 551.412.0-02

Ю.М. Терещенко, д-р техн. наук
Л.Г. Волянська, канд. техн. наук
В.А. БондарчукЕНЕРГЕТИЧНИЙ БАЛАНС АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА
НЕПРЯМОЇ РЕАКЦІЇ

Аерокосмічний інститут НАУ, e-mail: avsaosm@nau.edu.ua

*Розглянуто енергетичний баланс і визначено тяговий коефіцієнт корисної дії газотурбінного двигуна непрямої реакції.***Вступ**

Для газотурбінного двигуна (ГТД) непрямої реакції при оптимізації термодинамічних параметрів силової установки потрібно використовувати реальні характеристики елементів.

Важливим етапом у вирішенні цієї задачі є визначення оптимальних геометричних параметрів гвинтовентилятора (повітряного гвинта) з урахуванням особливостей компоновки двигуна на літальному апараті.

Однією з визначальних характеристик повітряного гвинта (гвинтовентилятора) є тяговий коефіцієнт корисної дії (ККД).

Відмінність розглядуваного методу розрахунку енергетичного балансу і ККД ГТД непрямої реакції від відомих методів розрахунку полягає в тому, що враховуються втрати кінетичної енергії, які обумовлені роботою гвинтовентилятора або повітряного гвинта [1].

Особливості робочого процесу турбогвинтового і турбовального газотурбінних двигунів

Турбогвинтові і турбовальні ГТД характеризуються тим, що основна частина вільної енергії (роботи циклу) використовується в них для створення потужності на валу турбіни.

Реактивна тяга прямої реакції газу, що виходить із реактивного сопла турбовального двигуна (ТВаД), у цьому випадку мала.

У турбовальному ГТД з вільною турбіною вивідний вал, який передає потужність від двигуна повітряному гвинту, приводиться в обертання турбіною, не пов'язаною механічно з турбіною компресора.

У турбогвинтовому двигуні (ТГвД) потужність, розвинена турбіною, використовується для обертання ротора компресора газогенератора, різних агрегатів і повітряного гвинта, який у силовій установці ГТД є рушієм, тобто елементом,

що створює тягу для переміщення літального апарата в просторі.

Турбогвинтовий двигун з повітряним гвинтом можна розглядати як двоконтурний ГТД з розділним виходом потоків і великим ступенем двоконтурності ($m = 60$ і більше). Такі двигуни мають високу економічність у польоті з дозвуковою швидкістю ($V = 500 \dots 700$ км/год).

При більших швидкостях польоту зростають втрати, пов'язані з надзвуковим обтіканням лопатей гвинта.

Спеціальне профілювання багатолопатевого гвинтовентилятора дає змогу зберігати високі значення ККД гвинта при швидкостях польоту до 850 км/год ($M_n \approx 0,8$).

Турбогвинтові двигуни забезпечують хорошу економічність на дозвукових швидкостях польоту, але мають істотні недоліки:

- низьку економічність при великих швидкостях польоту;
- високі рівні шуму та вібрації.

Одновальний ТГвД складається з тих самих вузлів, що й двовальний турбореактивний двигун (ТРД):

- компресора;
- камери згоряння;
- газової турбіни.

Основна відмінність турбін ТГвД від турбін ТРД полягає в тому, що багатоступенева газова турбіна ТГвД створює потужність більшу, ніж потрібно для обертання ротора компресора і її надлишок передається вивідному валу двигуна.

Для передавання крутного моменту з вала двигуна повітряному гвинту та узгодження їхніх частот обертання використовують спеціальні трансмісії з редукторами.

В одновальних ТГвД редуктор компоується як єдине ціле з двигуном.

При великих ступенях підвищення тиску компресори ТГвД виконують за багатовальною схемою.

У цьому разі турбіна високого тиску обертає компресор високого тиску, а турбіна низького тиску – компресор низького тиску та повітряний гвинт.

Турбовальний двигун складається з вузла газогенератора та вільної турбіни, що перетворює вільну енергію потоку на потужність на вивідному валу.

Вільна турбіна створює корисну потужність і не пов'язана з валом турбокомпресора механічно. Це дає змогу незалежно змінювати частоту обертання ротора турбокомпресора $n_{тк}$ та частоту обертання ротора вільної турбіни $n_{тв}$.

Роздільний привід компресора газогенератора та вивідного вала в багатовальних двигунах забезпечує краще узгодження роботи його елементів і повітряного гвинта або несучої системи вертольота.

У турбовальних двигунах широко застосовують високонапірні осевідцентрові компресори, що складаються з кількох осьових і відцентрового ступенів. Такі компресори при високих ступенях підвищення тиску і великих витратах повітря забезпечують малу довжину та добрі експлуатаційні характеристики ТВаД.

Робота циклу турбогвинтового або турбовального двигуна

Роботу циклу ТГвД або ТВаД, визначену як різницю робіт розширення і стискування, можна розрахувати за формулою

$$L_{ц} = \frac{k}{k-1} RT_n \frac{e-1}{\eta_c} \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right), \quad (1)$$

де k – показник адиабати; R – універсальна газова стала; T_n – температура повітря на вході; e – параметр, що характеризує ступінь підвищення тиску повітря:

$$e = \pi_{\Sigma}^k;$$

π_{Σ} – ступінь підвищення тиску; η_c – ККД процесу стискування; \bar{m} – коефіцієнт, що враховує відмінність фізичних властивостей повітря і продуктів згорання; Δ – ступінь підігрівання повітря:

$$\Delta = T_r^* / T_n;$$

T_r^* – температура газу перед турбіною; η_p – ККД процесу розширення.

У формулі (1) ККД процесів стискування η_c та розширення η_p визначають так само, як і для ТРД, тобто ККД η_c практично збігається зі значенням ККД коефіцієнта η_c^* , що враховує втрати в компресорі, а η_p – зі значенням коефіцієнта η_p^* , що враховує втрати в турбіні. Основна відмінність полягає в розподілі роботи циклу. Якщо в

ГТД прямої реакції основна частина роботи циклу збільшує кінетичну енергію газоповітряного потоку, що виходить із двигуна, то в ТГвД вона передається повітряному гвинту.

Оптимальний розподіл роботи циклу $L_{ц}$ між гвинтом і прямою реакцією двигуна для створення максимальної тягової роботи здійснюють на основі відомих співвідношень [1; 2]:

$$\left(\frac{c_c}{V} \right)_{opt} = \frac{1}{\eta_m \eta_{гв}};$$

$$c_{c,opt} = V \frac{1}{\eta_m \eta_{гв}},$$

де c_c – швидкість газу на виході з сопла; V – швидкість польоту; η_m – коефіцієнт, що характеризує рівень механічних втрат; $\eta_{гв}$ – ККД гвинта.

Чим більша швидкість польоту V та чим менший ККД гвинта $\eta_{гв}$, тим більшу частину роботи циклу $L_{ц}$ слід передавати для прискорення газового потоку. Це є наслідком збільшення ступеня підвищення тиску компресора π_c^* та ступеня розширення газу в реактивному соплі π_c :

$$\pi_c = P_c^* / P_n.$$

Визначення втрат

Основною перевагою ГТД непрямої реакції – ТГвД і турбогвинтовентиляторних двигунів (ТГвВД) – порівняно з одноконтурними ТРД є значне зниження споживання палива (зниження питомої витрати палива C_R) на швидкостях польоту, відповідних до чисел Маха [1]:

$$M_{п} < 0,65 \dots 0,85.$$

Відомо, що оптимальний розподіл роботи циклу ТГвД забезпечує не тільки максимальне значення його тягової роботи, а й мінімальну питому витрату палива [2–4]. Це пояснюється тим, що при сталій швидкості польоту V та відомих параметрах робочого процесу (T_r^* , π_c^*) кількість теплоти, яка вноситься у двигун Q_0 , не залежить від розподілу роботи циклу між гвинтом і прямою реакцією.

Поліпшення економічності ТГвД та ТГвВД можливе під час збільшення його повного ККД $\eta_{п}$, що характеризує досконалість процесу перетворення теплової енергії в корисну тягову роботу $L_{тяг}$.

У разі сталої швидкості польоту та незмінних основних параметрах робочого процесу (T_r^* , π_c^*) кількість тепла, що вноситься до двигуна Q_0 , постійна, тому повний ККД двигуна залежить від розподілу роботи циклу між гвинтом та прямою реакцією [2]

$$\eta_{п} = \frac{R_G V}{Q_0} = \frac{L_{тяг}}{Q_0} = \frac{N_{тяг}}{Q_0 G_B}, \quad (2)$$

де R_G – питома тяга двигуна; $L_{\text{тяг}}$ – корисна тягова робота; $N_{\text{тяг}}$ – тягова потужність двигуна.

Взаємозв'язок повного ККД відносно до формули (2) з питомою витратою палива набуває вигляду

$$C_R = \frac{3600 Q_0}{\eta_r H_u R_G} = \frac{3600 V}{\eta_r H_u \eta_n}$$

Повний ККД враховує втрати тепла на збільшення тепловмісту газового потоку, що виходить із двигуна ($i_c - i_n$), та втрати, які пов'язані з неповнотою згоряння палива в камерах згоряння $\cdot Q_0 (1 - \eta_r)$, де η_r – коефіцієнт виділення тепла, який оцінює втрати тепла в процесі горіння, а також втрати кінетичної енергії з вихідними газами $\frac{(c_c - V)^2}{2}$.

Тобто втрати можна поділити на такі (рис. 1):

- втрати у тепловому двигуні;
- втрати у рушієві

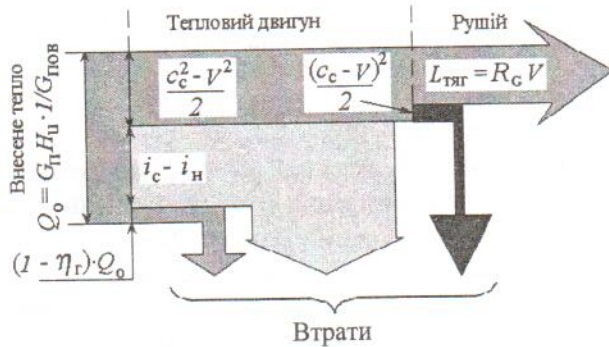


Рис. 1. Діаграма енергетичного балансу ГТД прямої реакції

Ці види втрат характеризує внутрішній ККД двигуна $\eta_{\text{вн}}$, що є характеристикою досконалості двигуна як теплової машини, та тяговий ККД двигуна ($\eta_{\text{тяг}}$), що є характеристикою досконалості двигуна як рушія [3]:

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{c_c^2 - V^2}{2Q_0} \approx 0,3 \dots 0,4;$$

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{2R_G V}{c_c^2 - V^2} \approx 0,6 \dots 0,7. \quad (3)$$

Особливості розрахунку тягового ККД непрямої реакції

Для ГТД непрямої реакції діаграма енергетичного балансу буде мати дещо інший вигляд а саме: крім зазначених втрат, відбуваються втрати кінетичної енергії з-за наявності рушія (повітряного гвинта або гвинтовентилятора), які становлять значну долю загальних втрат кінетичної енергії в рушієві (рис. 2).

Сумарна тяга такого двигуна R_{Σ} визначається, як сума тяги, що створюється гвинтовентилятором $R_{\text{гв}}$, та тяги прямої реакції R_p . Якщо в розрахунках не враховувати відносну витрату палива

$$g_n = \frac{C_n(T_r^* - T_k^*)}{\eta_r H_u} - (1 - g_{\text{охол}}) \approx 0,$$

то сумарну тягову роботу $L_{\text{тяг},\Sigma}$ ТГВВД можна визначити так.

Сумарна тяга ТГВВД дорівнює :

$$R_{\Sigma} = \frac{L_{\text{тяг},\Sigma} G_{\text{в},\Sigma}}{V} = R_{\text{гв}} + R_p,$$

де $G_{\text{в},\Sigma}$ – сумарна витрата повітря через ТГВВД; V – швидкість потоку на вході в двигун.

З урахуванням того, що

$$R_{\text{гв}} = R_{G_{\text{гв}}} G_{\text{в},\text{гв}} = (V_1 - V) G_{\text{в},\text{гв}};$$

$$R_p = R_{G_p} G_v = (c_c - V) G_v,$$

де $R_{G_{\text{гв}}}$, R_{G_p} – питома тяга гвинтовентилятора і двигуна відповідно; $G_{\text{в},\text{гв}}$, G_v – витрата повітря через гвинтовентилятор і двигун; V_1 – швидкість потоку на виході з гвинтовентилятора (гвинта); c_c – швидкість потоку на виході з двигуна.

Для сумарної тягової роботи отримаємо вираз

$$L_{\text{тяг},\Sigma} = \frac{V(V_1 - V) G_{\text{в},\text{гв}}}{G_{\text{в},\Sigma}} + \frac{V(c_c - V) G_v}{G_{\text{в},\Sigma}}. \quad (4)$$

Сумарну витрату повітря визначаємо за формулою

$$G_{\Sigma} = G_{\text{в},\text{гв}} + G_v. \quad (5)$$

За умови, що параметри повітря за гвинтом приблизно постійні за радіусом, можна отримати співвідношення

$$\frac{G_{\text{в},\text{гв}}}{G_v} \approx \left(\frac{D_{\text{гв}}}{D_{\text{вх}}} \right)^2 = \zeta, \quad (6)$$

де $D_{\text{гв}}$ – діаметр повітряного гвинта; $D_{\text{вх}}$ – діаметр вхідного перерізу двигуна; ζ – коефіцієнт, який характеризує відношення витрат повітря через гвинтовентилятор та двигун.

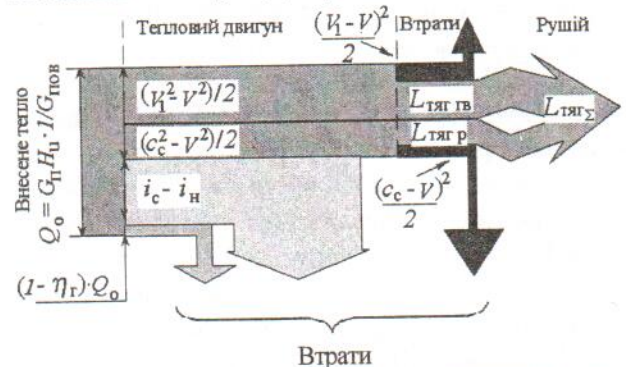


Рис. 2. Діаграма енергетичного балансу ТГВВД (ТГВД)

З виразу (3) з урахуванням виразів (5) (6) маємо:

$$L_{\text{тяг}\Sigma} = \frac{G_{\text{в.гв}}}{G_{\text{в.гв}} \left(1 + \frac{1}{\zeta}\right)} L_{\text{тяг.гв}} + \frac{G_{\text{в}}}{G_{\text{в}} (1 + \zeta)} L_{\text{тяг.р}}, \quad (7)$$

де $L_{\text{тяг.гв}}$, $L_{\text{тяг.р}}$ – корисна тягова робота гвинтовентилятора і прямої реакції:

$$L_{\text{тяг.гв}} = V(V_1 - V);$$

$$L_{\text{тяг.р}} = V(c_c - V).$$

Співвідношення (7) перетворимо до більш зручного вигляду:

$$L_{\text{тяг}\Sigma} = \frac{\zeta L_{\text{тяг.гв}} + L_{\text{тяг.р}}}{\zeta + 1}. \quad (8)$$

Відповідно до формул (2) і (8) рівняння визначення тягового ККД ГТД непрямої реакції отримуємо у вигляді

$$\eta_{\text{тяг}} = \frac{2\zeta L_{\text{тяг.гв}} + L_{\text{тяг.р}}}{(\zeta + 1)(c_c^2 - V^2)}.$$

Значна доля втрат кінетичної енергії через авність гвинта або гвинтовентилятора пояснюється тим, що створювана ним тяга має значну частку в сукупній тязі двигуна через характерну геометрію лопаті гвинтовентилятора, відмінної від геометрії як лопаток осьового компресора, так і лопатей звичайного гвинта, що забезпечує збільшену аеродинамічну навантаженість лопатей.

З урахуванням тяги, що створюється гвинтовентилятором і прямою реакцією струменя газу двигуна, тяговий ККД ГТД непрямої реакції визначаємо за формулою

$$\eta_{\text{тяг}} = \eta_{\text{тяг.гв}} \frac{R_{\text{гв}}}{R_{\Sigma}} + \eta_{\text{тяг.р}} \frac{R_{\text{р}}}{R_{\Sigma}},$$

де $\eta_{\text{тяг.гв}}$ – тяговий ККД гвинтовентилятора:

$$\eta_{\text{тяг.гв}} = \frac{2L_{\text{тяг.гв}}}{V_1^2 - V^2};$$

$$\frac{R_{\text{гв}}}{R_{\Sigma}}; \frac{R_{\text{р}}}{R_{\Sigma}} - \text{відповідно відношення тяги гвинтовентилятора і прямої реакції газового потоку струменя двигуна до сумарної тяги ГТВД};$$

$\eta_{\text{тяг.р}}$ – тяговий ККД двигуна (без урахування гвинтовентилятора):

$$\eta_{\text{тяг.р}} = \frac{2L_{\text{тяг.р}}}{c_c^2 - V^2}.$$

Висновки

Тягова ефективність та паливна економічність ГТД непрямої реакції значною мірою залежить від параметрів і характеристик повітряного гвинта (гвинтовентилятора). Тому визначення оптимальних геометричних параметрів і характеристик цих елементів повинно здійснюватися на підставі оцінки тягового ККД силової установки.

Збільшення тягового ККД можливе при більш ефективному перетворенні кінетичної енергії повітряного потоку в корисну тягову роботу, що забезпечується вибором оптимальної компоновки гвинтовентилятора з двигуном, та оптимальної геометрії самого гвинтовентилятора.

Список літератури

1. Теорія теплових двигунів / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін. – К.: Вища шк., 2001. – 382 с.
2. Масленников М.М., Шальман Ю.Н. Авиационные газотурбинные двигатели. – М.: Машиностроение, 1975. – 576 с.
3. Свищев Г.П., Мунин А.Г. Аэродинамика и акустика винтовентиляторов // Тр. ЦАГИ. – М.: 1982. – Вып. 2189. – С. 3–12.
4. Терещенко Ю.М., Мітрахович М.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. – К.: КВІЦ, 2001. – 312 с.

Стаття надійшла до редакції 01.12.03.

Ю.М. Терещенко, Л.Г. Волянская, В.А. Бондарчук

Энергетический баланс авиационного газотурбинного двигателя непрямої реакції

Рассмотрен энергетический баланс и определен тяговый коэффициент полезного действия газотурбинного двигателя непрямої реакції.

Yu.M. Tereshchenko, L.G. Volyanskaya, V.A. Bondarchuk

Energy balance of indirect reaction gas turbine engine

Energy balance is considered and the formula for calculation efficiency of indirect reaction gas turbine engine is deduced in the article.