

Автомобільний, річковий, морський та авіаційний транспорт

УДК 629.7.035

doi: 10.26906/SUNZ.2021.4.004

В. І. Масягін, В. О. Іванюк, К. М. Конох, А. М. Григоренко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна

ВПЛИВ ВІДБОРУ ПОВІТРЯ НА ТЯГУ ДВИГУНА

Анотація. Тяга – найважливіший критерій для визначення швидкопідйомності літака, вона залежить від кількості повітря відібраного з атмосфери, яке надходить в двигун. Є ряд систем і пристроїв, які забезпечують функціонування ГТД, що працюють на повітрі, яке відбирається з компресора, енергія якого в подальшому повністю або частково не використовується для створення тяги або потужності. В даній статті представлено аналіз відбору повітря з двигуна і вплив його на тягу, а також модернізації силової установки, які дозволять в майбутньому повністю або частково мінімізувати втрати повітря і зменшити вплив втрат на тягу двигуна та збільшити його економічність.

Ключові слова: відбір повітря, тяга двигуна, охолодження, непродуктивні втрати, економічність.

Вступ

Постановка проблеми. Тяга – одна з найважливіших факторів для визначення швидкопідйомності літака, а саме, наскільки швидко літак може піднятися на потрібну висоту [1]. Завдяки аналізу формули Стечка Б.С.:

$$P = G_T c_c - G_{II} V + (p_c - p_n) F_c. \quad (1)$$

Знаначаємо, що тяга прямо пропорційно залежить від масової витрати повітря. Ефективна робота літака безпосередньо залежить від відібраного повітря з атмосфери, яке надходить в двигун, пропорційно зменшенню кількості повітря погіршуються тягові характеристики літака.

Є ряд систем і пристроїв, які забезпечують функціонування газотурбінних двигунів (ГТД), що працюють на повітрі, яке відбирається з компресора, енергія якого в подальшому повністю або частково не використовується для створення тяги або потужності ГТД. На здійснення цих функцій може розходитись більше п'ятої частини повітря, що надходить на вхід в ГТД, що сильно впливає на тактико-технічні і льотно-технічні характеристики літаків, які є на озброєнні Повітряних Сил Збройних Сил України [2].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Питанням підвищення економічності та збільшення тяги двигуна за рахунок зменшення витрат повітря посвячено значна кількість публікацій [2; 7-10].

У даних публікаціях, в основному, розглядаються питання впливу відбору повітря з компресора ГТД на тягу двигуна, шляхи зменшення кількісних втрат повітря але не розглядаються детально на які саме нужди витрачається повітря і як саме впливає на тягу двигуна.

Мета статті – аналіз впливу відбору повітря з компресора на тягу двигуна та шляхи зменшення втрат повітря конструктивно-технологічними і експлуатаційними заходами з метою підвищення його тягових характеристик.

Виклад основного матеріалу

Серед систем, які забезпечують функціонування ГТД є пристрої, які працюють на повітрі, яке відбирається з газоповітряного тракту, енергія якого в подальшому повністю або частково не використовується для створення тяги чи потужності ГТД. Сукупність цих пристроїв і потоків, які протікають в них, створюють повітряну систему ГТД, яку часто називають системою вторинних повітряних потоків [2].

Повітря, яке відбирається з компресора, виконує різноманітні функції:

1. Охолодження деталей гарячої частини двигуна.

Рівень досконалості двигуна прямо пропорційний температурі газу перед турбіною. З підвищенням T_r^* , температура елементів, як турбіни, так і компресора так само збільшуються. Високі температури деталей двигуна значно знижують здатність сприйняття механічного навантаження і, отже, ресурс деталі. Для забезпечення надійності деталей турбіни передбачено їх охолодження. Задні полості лопаток соплового апарату, диск і робочі лопатки турбіни, компресора, корпусу турбіни, лопатки соплового апарату турбіни вентилятора і її диск з лівої сторони охолоджуються повітрям через отвори в корпусі камери згорання поступають в теплообмінник, там охолоджується на 150 – 220К і через клапанний апарат йде на охолодження деталей турбіни. Згідно чисельним експериментальним даним витік в проточну частину 1% охолоджуючого повітря знижує ККД на 1-1,5% в залежності від місця наддуву, його напрямку та інтенсивності [3].

2. Наддув ущільнень масляних порожнин і охолодження опор.

Працездатність опори залежить від параметрів середовищ, що оточують і знаходяться всередині масляної порожнини.

На двигуні АЛ-31Ф виконана система наддуву опор яка призначена для захисту газоповітряного тракту двигуна від попадання масла з опор роторів.

3. Розвантаження радіально-упорних підшипників.

Різниця осьових сил, що діють на компресор і турбіну, сприймається РУП. Навантаження, що діє на радіально-упорний підшипник повинно бути в межах 5-30кН. У разі, якщо зусилля перевищує допустиме значення, то одним із шляхів по її зменшенню є введення розвантажувальних порожнин, обмежених ущільненнями [2].

4. Управління радіальними зазорами турбокомпресора.

На коефіцієнт корисної дії компресора і турбіни дуже істотний вплив роблять значення радіальних зазорів між елементами ротора і статора. Зазори призначають таким чином, щоб виключити зіткнення ротора і статора зменшити до мінімуму врізання гребінців ущільнень в покриття, які спрацьовують. Більшість двигунів, що мають системи управління радіальними зазорами, застосовують системи, що впливають на температурний стан статорних деталей шляхом управління кількістю повітря, використовуваного для їх обдування.

5. Протиоблідувальна система двигуна

Призначена для запобігання зледеніння кока, вхідного направляючого апарату і приймачів температур і тиску, відбирається повітря від сьомої ступені компресора високого тиску (КВТ). Двигуни, які мають ВНА, вимагають його обігріву на висотних режимах роботи для захисту від обмерзання. «Гаряче» повітря, що проходить через пустотілі вхідні напрямні апарати (ВНА), далі зазвичай використовується для обігріву кока.

6. Потреби літака.

Повітря для потреб літака підводиться зазвичай для надуву та герметизації кабіни літака, обдуву скла ліхтаря кабіни, охолодження обладнання, кондиціонування і роботи протиоблідувальної системи літака. Для збереження конкурентоспроможності і попиту на двигуни, розробники застосовують в проектуванні новітні методики і програмні пакети, підвищують робочі температури.

Одним із методів є створення математичних моделей різного типу, їх визначають, як «зображення істотних сторін реальної системи або її конструкції в зручній формі, що відображає інформацію про систему» [10], прийнято допущення, що відбір повітря відбувається за компресором, що збільшує потрібну потужність компресора і вноситься похибка в термогазодинамічні розрахунки. Вона служить для визначення даних двигуна на різних режимах експлуатації, описання робочого процесу в елементах двигуна, зв'язок між тиском, температурою, витратою повітря і газу в різних точках тракту двигуна. Наявність таких даних є необхідною умовою для подальшого проектування вузлів та систем двигуна, в тому числі і для розрахунку системи внутрішнього повітропостачання і проектування ущільнень. [8].

Також, застосовують програма розрахунку систем охолодження газових турбін. Розроблений метод розрахунку заснований на представленні системи охолодження у вигляді графа, з якого виділяються базисні хорди і будується мінімальне дерево. Роз-

рахунок виконується методом послідовних наближень з урахуванням підігріву повітря в каналах системи охолодження. Це зроблено з метою визначення параметрів потоку по всій мережі за відомою геометрією каналів і значенням газодинамічних параметрів [4, 5]. Ліквідація непродуктивних витоків охолоджуючого повітря являє собою одну з найбільш важливих і найбільш значних по одержуваному ефекту завдань при проектуванні двигуна, а зокрема, турбіни. Витік кожного відсотка повітря витрати в радіальний зазор приводить до рівного за величиною зменшення ККД ступені турбіни, а значить зменшення тяги двигуна.

Двигун використовує повітря з компресора для охолодження, це приводить до відносного зниження тяги двигуна та його економічності, тим самим знижує ефективність двигуна (на максимальних режимах знижується питома тяга, на крейсерських режимах роботи збільшується питома витрата палива). Кожен відсоток витрати повітря, яке охолоджує лопатки ТНТ і відібраного з останньої ступені КНТ, може призвести до втрати потужності чи зниженню ефективного коефіцієнта корисної дії турбіни [6].

Успішне вирішення задач втрат повітря неможливо без застосування нових матеріалів та технологій виготовлення, регулювання подачі повітря до елементів, які охолоджуються. Використання нових матеріалів є одним з найбільш дієвих засобів збільшення ефективності і надійності турбіни. Вони дозволяють безпосередньо збільшувати здатність турбіни працювати при більш високих температурах зі збереженням КПД і витрати охолоджуючого повітря. Найбільш прогресивним є використання керамічних теплозахисних покриттів. Наприклад, фірма «Siemens» на своїх великих циліндричних камерах застосовує керамічні плитки, не пов'язані жорстко з основною конструкцією, а в газозбірнику – металеві плитки, покриті керамікою [5].

Одним із методів зменшення втрати повітря з газоповітряного тракту двигуна, для зменшення внутрішніх перетікань повітря (газу) з області з підвищеним в область зі зниженим тиском газового тракту двигуна, для зменшення або повного усунення витоків рідин в агрегатах і опорах валів, для виключення витоків в зчленуваннях корпусів, трубопроводів є використання ущільнень. Зменшення витоків і перетікання повітря (газу) в газоповітряному тракті двигуна веде до підвищення ефективності ГТД як теплової машини. В турбінах для ущільнення стиків між статорними деталями застосовуються пружинні кільцеві ущільнення, W-образні в перерізі ущільнення, а для роторних деталей - ущільнення дротом, яка за рахунок власного відцентрового навантаження ущільнює стик [7].

Впровадження щіткових ущільнень, також є одним з ефективних способів зменшення витоків повітря. Вони являють собою пучки дроту з дуже твердого сплаву (наприклад, на основі кобальту). Гнучкість отриманого пучка є головною перевагою щіткових ущільнень і дозволяє йому забезпечувати мінімальний зазор і мінімальні витoki на всіх режимах роботи. Постійний контакт і стабільно мініма-

льні витоки дають ЩУ значну перевагу приблизно в 20% (в деяких джерелах до 40%) величини витоку. Характеристики ЩУ залежать від зносу (окружної швидкості і якості покриття на протилежній поверхні ротора). Оптимальне покриття (нанесений за допомогою плазми карбід хрому) в два рази зменшує знос. ЩУ досить добре показали себе в експлуатації в стаціонарних турбінах «GE Power Systems» [5].

На деяких двигунах для зменшення температури охолодного повітря і забезпечення його надійного входження в канали охолодження РЛ повітря підводиться з попереднім закрученням у бік обертання робочого колеса $cu = u$. Для цього встановлюють апарат супутнього закручення. У решітках лопаток апарата супутнього закручення, повітря розширюється, що супроводжується зниженням його температури. У результаті закручення досягається осьовий вхід $w = ca$ у канали диска (між ніжками лопаток) без гальмування потоку, а зниження температури повітря визначається за формулою:

$$\Delta T^* = T_c^* - T_{ca}^* + \frac{c^2}{2 \cdot (k/(k-1)) \cdot R} - \left(T + \frac{c_a^2}{2 \cdot (k/(k-1)) \cdot R} \right) = \frac{u^2}{2010}$$

і може досягати величини $\Delta T^* = 70 \dots 80$ К. Якщо врахувати, що на крейсерських режимах (на яких двигуни працюють 80...90 % часу) температура газу нижче, ніж на злітному режимі на 150...200 К, то на початковому стані потік повітря, що надходить в охолоджувані лопатки, можна зменшувати для підтримки економічності роботи двигуна [6].

При польотах з надзвуковою швидкістю маневрених літаків з багаторежимними двигунами необхідна значна температура газу за камерою згоряння для досягнення високих значень тяги. Але це змушує організувати і суттєві відбори повітря на охолодження лопаток соплових апаратів і лопаток робочого колеса турбіни. Особливо перших її ступенів. На крейсерських, дозвукових режимах польоту температура газу перед турбіною на кілька сотень градусів менше і збереженні великих відборів повітря на охолодження турбіни надмірно, воно тільки погіршує газодинамічні параметри циклу двигуна [11, 12]. Для економної витрати повітря, яке використовується для охолодження турбіни на різних режимах роботи двигуна реалізовано регулювання подачі повітря до охолоджувальних лопаток турбіни, не зважаючи на ускладнення конструкції двигуна.

На двигуні АЛ-21Ф є система управління охолодженням турбіни (рис. 1), яка призначена для включення і виключення подачі повітря на охолодження турбіни на режимах, близьких до максимального. При включеному охолодженні кількість повітря, яке подається на охолодження турбіни, збільшується у 2,5 – 3,0 рази. Для подачі повітря в керуючу порожнину клапанного апарата відключення в систему входить агрегат управління охолодженням (рис. 2) [5, 11]. Також існують спеціальні заслінки у вигляді нещільно прилягаючої до відповідної деталі кільця, повертаючись навколо осі двигуна з допомогою механізму управління, відкриває або закриває отвори для подачі повітря на охолодження задньої частини пера лопаток першого соплового апарату, робочої

лопатки і другого соплового апарату. При закритих отворах охолоджуючий повітря потрапляє в лопатки, проходячи через зазор між поворотною заслінкою і розподільним кільцем. Така система дозволяє на крейсерських режимах роботи двигуна витрачати менше повітря на охолодження і зменшувати витрату палива [2]. На ТРДФ АЛ-21Ф-3 реалізовано припинення подачі охолоджуючого повітря в турбіну на крейсерських режимах для підвищення економічності двигуна. Збільшення дальності польоту літаків за рахунок регулювання подачі повітря до охолоджуваних лопаток соплових апаратів і робочим лопаток турбіни ТРД склало від 4 до 5% [5, 13].

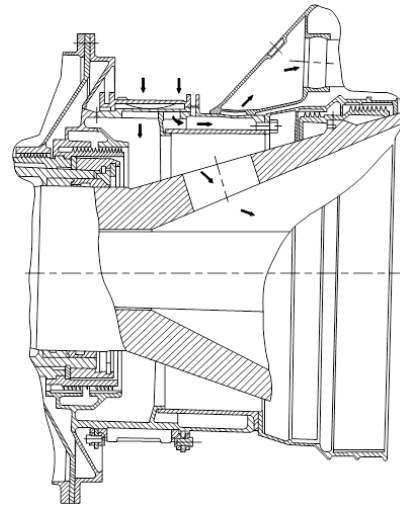


Рис. 1. Система управління охолодженням [14, С.57]

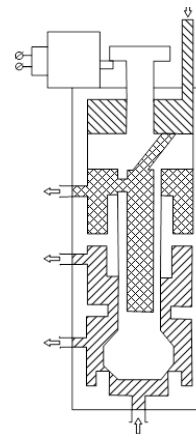


Рис. 2. Агрегат управління охолодженням, розроблено авторами за даними [13, С 1520]

При створенні високотемпературних ГТД найбільш складною проблемою є забезпечення надійної роботи елементів, які піддаються впливу великим механічним і температурним напруженням. Для цього проектують ряд систем, які забезпечують охолодження частин двигуна та регулювання подачі повітря і тим самим мінімізують втрати повітря.

Завдяки модернізації двигуна АЛ-31Ф літака СУ-27 можливо отримати приріст тяги в 7% і зменшення витоків повітря на 4% (рис. 3). Судячи за наявними відомостями у відповідній науковій літературі, застосування систем регулювання подачі повітря до охолоджуваних лопаток соплових апаратів і

робочим лопаток турбін на вітчизняних газотурбінних двигунах для бойових літаків є оригінальним технічним рішенням для економічного використання кількості охолоджуючого повітря на різних режимах роботи двигуна і не має аналогів в світі.

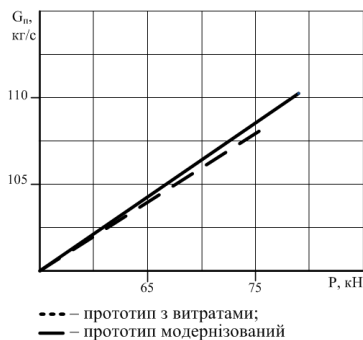


Рис. 3. Зміна тяги від кількості повітря на виході

Висновки

При створенні високотемпературних ГТД найбільш складною проблемою є забезпечення надійної роботи елементів, які піддаються впливу великим механічним і температурним напруженням. Зведення до можливого мінімуму, непродуктивних витоків газу і охолоджуючого повітря являє собою одну з найбільш важливих і найбільш значних по одержуваному ефекту завдань при проектуванні турбіни. Витік кожного відсотка витрати газу в радіальний зазор призводить до рівного за величиною зменшення ККД ступені турбіни.

Представлені в статті аналізи витоків повітря з двигуна і вплив їх на тягу, а також варіанти модернізації силової установки дозволять в майбутньому повністю чи частково мінімізувати втрати повітря і зменшити шкідливий вплив на тягу двигуна та збільшити його економічність.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Нічасв Ю. Н. Теорія авіаційних двигунів / Ю. Н. Нічасв. – М. : ВВИА ім. Н. Е. Жуковського, 1990. – 703 с.
2. Н.І.Старцев, В.Н.Матвеев Системи відбору повітря з компресору і транспортування до споживача / 2011 – 78 с.
3. Конструкція і проектування авіаційних газотурбінних двигунів / С. А. Вьюнов, Ю. І. Гусев, А. В. Карпов та ін.; під заг. ред. Д. В. Хроніна. – М. : Машинобудування, 1989. – 368 с.
4. Скубачевський Г. С. Авіаційні газотурбінні двигуни. Конструкція і розрахунок деталей / Г. С. Скубачевский. – 5-е вид., перераб. і доп. – М. : Машинобудування, 1981. – 550 с.
5. Іноземцев А. А. Основи конструювання авіаційних двигунів і енергетичних установок : підручник / А. А. Іноземцев, М. А. Нихамкін, В. Л. Сандрацький. – М. : Машинобудування, 2008. – Т.1. – 366 с.
6. Масыгин В.І Конструкція та міцність авіаційних двигунів: курс лекцій / В.І. Масыгин, В.В. Самулєєв, Н.М. Отрешко. – Х.:ХКПС. 2014. – 464 с
7. Пономарьов В.А. стаття «Регулювання подачі повітря до охолоджувальних елементів турбін ТРД бойових літаків»
8. Копелев С.З., Слітенко А.Ф. Конструкція і розрахунок систем охолодження ГТД/ Под ред. Слітенко А.Ф.- Х: Вид-во «Основа при Харьков.ун-ті», 1994 – 240с.
9. Горюнов А.І., Горюнов М.І., стаття «Моделювання розподіленого відбору і підводу охолоджуючого повітря ГТД» / Весник государственного аерокосмічного університету, №3(13), 2009
10. Гольберг Ф. Д. Математичні моделі авіаційних газотурбінних двигунів як об'єкт керування/. Гольберг Ф.Д., Батенін А.В: видання МАИ,1999 – 82 с.
11. Штода А. В. Конструкція авіаційних газотурбінних двигунів / А. В. Штода, В. А. Секістов, В. В. Кулешов. – К. : КВВАІУ, 1982. – 436 с.
12. Технологія експлуатації, діагностики і ремонту газотурбінних двигунів : учбов. посібник / Ю. С. Єлісеєв, В. В. Кривов, К. А. Малиновський, В. Г. Попов. – М. : Висш. шк., 2002. – 355 с.
13. Керівництво по технічній експлуатації двигуна АЛ-31ФП ОАО «НПО Сатурн» научно-технічний центр ім.А.Люлька
14. Керівництво по технічній експлуатації двигуна АЛ-21,ізд. №6859.

Received (Надійшла) 11.10.2021

Accepted for publication (Прийнята до друку) 10.11.2021

Influence of air extraction on engine thrust

V. Masyagin, V. Ivanyuk, K. Konokh, A. Hryhorenko

Abstract. Traction is one of the most important factors in determining the speed of an aircraft, namely how fast the aircraft can rise to the desired height. The effective operation of the aircraft directly depends on the selected air from the atmosphere that enters the engine, in proportion to the decrease in the amount of air deteriorating traction characteristics of the aircraft. There are a number of systems and devices that ensure the operation of gas turbine engines (GTE) operating on air, which is extracted from the compressor, the energy of which is then not fully or partially used to create traction or power GTE. This article presents analyzes of air extraction from the engine and its impact on traction, as well as modernization of the power plant, which in the future will fully or partially minimize air loss and reduce the impact of losses on engine traction and increase its efficiency. Having considered the functions for which air is extracted, acquainted with the scientific literature and manuals for technical operation of the Su-27, it was possible to obtain an increase in thrust of 7% and a decrease in air leakage by 4%. When creating high-temperature gas turbine engines, the most difficult problem is to ensure the reliable operation of elements that are exposed to high mechanical and temperature stresses. Elimination, more precisely - minimization of unproductive leaks of gas and cooling air is one of the most important and most significant in terms of the effect of the tasks in the design of the turbine. Leakage of each percent of gas flow into the radial gap leads to an equal in magnitude reduction in the efficiency of the turbine stage. The analysis of air leaks from the engine and their impact on traction, as well as options for power plant upgrades will allow in the future to fully or partially minimize air loss and reduce the harmful impact on engine traction and increase its efficiency.

Keywords: air extraction, engine thrust, cooling, unproductive losses, efficiency.