

SECTION 2. AVIATION AND SPACE ROCKET TECHNOLOGY

DOI: 10.46299/ISG.2024.MONO.TECH.4.2.1

2.1 Тенденції світового двигунобудування

ВСТУП

У світі технічних досягнень і постійного прагнення інновацій, галузь двигунобудування відіграє найважливішу роль, визначаючи ефективність, стійкість та екологічну прийнятність транспортних засобів. Сьогодні, в еру інтенсивного розвитку технологій, людство зустрілось з низкою фундаментальних змін у світовому двигунобудуванні, які не лише переосмислюють традиційні уявлення про енергетику, а й ставлять перед галуззю нові виклики та перспективи.

Екологічні технології в сучасному авіаційному двигунобудуванні займають центральне місце, відповідаючи на виклики, пов'язані зі зміною клімату та необхідністю зменшення негативного впливу авіації на довкілля. Суттєві інновації та дослідження спрямовані на створення більш ефективних, чистих та енергоефективних двигунів, які можуть скоротити викиди забруднюючих речовин та зменшити залежність від нафти. Розглянемо кілька ключових екологічних технологій, що застосовуються в авіаційному двигунобудуванні [72].

ІННОВАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ У СІЧАСНИХ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНАХ

Сучасні реактивні двигуни оснащуються передовими системами керування, які оптимізують суміш паливо-повітря та контролюють згоряння для зниження викидів. Застосування технологій, таких як високонаддувні двигуни, сприяє підвищенню тяги та ефективності, що знижує споживання палива та, отже, викиди.

Застосування високонаддувних двигунів представляє одну з найважливіших технологічних тенденцій в авіаційній індустрії, спрямованих на підвищення ефективності та продуктивності літакових двигунів. Ці двигуни також відомі як високонаддувні турбореактивні або турбовентиляторні двигуни, застосовують ряд інновацій для поліпшення характеристик авіаційних систем. Ключові аспекти та переваги застосування високонаддувних технологій в авіаційних двигунах [72]:

- Збільшення тяги та ефективності:

Високонаддувні двигуни спроектовані для досягнення більш високих ступенів стиснення повітряного потоку, що призводить до підвищеної тяги та покращеної ефективності. Цей процес знижує витрату палива та забезпечує кращу продуктивність на різних етапах польоту.

- Покращена термодинамічна ефективність:

За рахунок більш високих ступенів стиснення високонаддувних двигунів підвищується термодинамічна ефективність. Це важливо для зниження витрати пального та оптимізації роботи двигуна в різних умовах польоту.

- Зниження рівня шуму:

Високонаддувні турбовентилятори сприяють зниженню рівня шуму порівняно з старішими типами двигунів. Це особливо важливо у контексті дотримання суворих стандартів шумозахисту в аеропортах та містах.

- Поліпшена екологічна сумісність:

Використання високонаддувних технологій сприяє зниженню викидів шкідливих речовин, таких як оксиди азоту (NO_x) та вуглеводні. Це відповідає сучасним екологічним стандартам та вимогам щодо сталого розвитку.

- Просунуті системи охолодження:

Високонаддувні двигуни зазвичай включають просунуті системи охолодження, які забезпечують ефективне зниження температур всередині двигуна. Це особливо важливо для запобігання пошкодженням від перегріву та забезпечення довговічності.

- Адаптація до різних фаз польоту:

Високонаддувні двигуни добре адаптуються до різних фаз польоту, забезпечуючи стабільність та ефективність при зльоті, крейсерському польоті та посадці. Це підвищує універсальність цих двигунів до різних типів повітряних суден [73].

Застосування високонаддувних технологій авіаційних двигунах продовжує залишатися ключовим напрямом інновацій, вкладених у вдосконалення авіаційної індустрії. Ці технології відіграють важливу роль у сучасному двигунобудуванні, підтримуючи вимоги до ефективності, екологічної стійкості та безпеки польотів.

Впровадження композитних матеріалів у конструкцію двигунів знижує їхню вагу, що у свою чергу скорочує споживання палива та викиди. Міцні та легкі матеріали, такі як карбонові композити, допомагають створювати більш ефективні та екологічно чисті двигуни [74].

Карбонові композити: Легкі, міцні та стійкі до корозії, карбонові композити знайшли широке застосування в авіаційних двигунах. Вони використовуються для створення лопат вентиляторів, корпусів та інших ключових деталей, знижуючи вагу та покращуючи ефективність.

TiAl (титан-алюміній): Цей матеріал має високу міцність і низьку щільність. Він використовується для створення турбінних лопаток, що допомагає знизити вагу двигуна та підвищити його ефективність.

Інконель: Інконель широко використовується для створення деталей, що працюють в умовах високих температур та агресивних середовищ. Він забезпечує високу термостійкість та стійкість до корозії.

Керамічні композити: Керамічні матеріали мають видатні властивості, такі як висока термостійкість і механічна міцність. Вони використовуються для створення турбінних лопаток та інших високотемпературних компонентів.

MAR-M (Марганцеві сталі): Сплави цього типу використовуються в критичних компонентах, таких як турбіни. Вони забезпечують високу міцність та стійкість до впливу високих температур та агресивних середовищ.

Керамічні покриття: Нанесення керамічних покриттів на поверхню деталей дозволяє покращити теплоізоляцію та захистити матеріал від окиснення та корозії.

Керамічні волокна: Застосування керамічних волокон в ізоляційних матеріалах допомагає знизити теплові втрати та покращити ефективність двигуна.

Ці інновації в матеріалознавстві не тільки збільшують продуктивність та ефективність двигунів, але також забезпечують більш тривалий термін служби та знижують екологічний слід авіації, що є важливим кроком у напрямку сталого розвитку в авіаційній індустрії.

Електричні двигуни в авіації [75]:

- Низькі викиди та шум:

Електричні двигуни забезпечують низькі рівні викидів та шуму, що робить їх більш екологічно та соціально стійкими.

- Ефективність та економія:

Електричні двигуни, особливо в комбінації із сучасними технологіями батарей, можуть забезпечити високу ефективність та зниження операційних витрат.

- Поліпшена технологічна гнучкість:

Електричні двигуни забезпечують нові концепції літальних апаратів, таких як електричні вертикальні злети (eVTOL) та безпілотні літальні апарати.

- Найменша вага та покращена аеродинаміка:

Електричні двигуни зазвичай легші і компактніші, що може призвести до поліпшення аеродинамічних характеристик і загальної продуктивності.

- Розвиток інфраструктури:

Впровадження електричних двигунів сприяє розвитку інфраструктури для заряджання та обслуговування електричних літальних апаратів.

Об'єднання цих технологій може стати ключовим фактором у створенні більш стійкої авіації, скорочуючи її вплив на довкілля та сприяючи економічному розвитку нових галузей.

Сучасні двигуни обладнані системами рециркуляції газів та фільтрації, які дозволяють переробляти та зменшувати викиди. Це включає технології, такі як системи очищення NO_x і поліпшені методи спалювання палива. У тому числі авіаційні двигуни, широко оснащені системами рециркуляції газів (EGR) та фільтрації, що допомагає зробити їх більш ефективними, екологічно чистими та відповідними суворим нормативам викидів [76]:

Системи рециркуляції газів (EGR) дозволяє:

- Знизити температуру згоряння:

EGR дозволяє повертати частину відпрацьованих газів назад у циліндри двигуна. Це знижує температуру згоряння, що допомагає скоротити утворення оксидів азоту (NO_x) - речовин, які роблять внесок у забруднення повітря.

- Обмеження утворення оксидів азоту NO_x :

Завданням EGR є зменшення концентрації кисню у суміші повітря та палива, що знижує ймовірність утворення NO_x при високих температурах згоряння.

- Екологічна стійкість:

Використання EGR допомагає двигунам відповідати суворим нормативам щодо викидів шкідливих речовин, що суттєво покращує екологічну стійкість автотранспорту.

- Зниження викидів шкідливих речовин:

Фільтри допомагають знижувати викиди токсичних частинок, таких як вуглець, який може мати негативний вплив на здоров'я людини та довкілля.

Дотримання стандартів:

Застосування систем фільтрації є обов'язковим відповідно до суворих нормативів з екології та стандартів на рівні країн та регіонів.

Ці технології є важливими компонентами стратегії авіаційної індустрії у скороченні шкідливих впливів на довкілля. Їх впровадження та постійне вдосконалення сприяють створенню більш чистих та ефективних двигунів.

Ефективні системи охолодження зменшують температуру згоряння та підвищують ефективність двигунів. Це дозволяє знижувати викиди оксидів азоту та інших шкідливих речовин.

Ефективні системи охолодження відіграють важливу роль у зниженні температури згоряння всередині двигунів, що, своєю чергою, може підвищити їх ефективність та довговічність. Принцип роботи систем охолодження [76]:

- Охолодження гарячих компонентів:

Системи охолодження спрямовані на керування температурою найгарячіших компонентів двигуна, таких як турбіни та циліндри. Це особливо важливо в авіаційних та аерокосмічних двигунах, де робота при високих температурах є звичайною.

- Уникнення перегріву:

Охолодження допомагає уникнути перегріву рухових компонентів, що може призвести до пошкоджень матеріалів та зниження продуктивності.

- Поліпшення термічної ефективності:

Підтримка оптимальної температури згоряння сприяє більш ефективному процесу згоряння палива, що, своєю чергою, може покращити термічну ефективність двигуна.

Переваги ефективних систем охолодження:

- Підвищення ефективності:

Управління температурою дозволяє оптимізувати роботу двигуна, що призводить до підвищення його ефективності та зниження витрати палива.

- Збільшення довговічності:

Системи охолодження сприяють збільшенню довговічності двигунів, запобігаючи пошкодженню та зносу від високих температур.

- Відповідність екологічним стандартам:

Ефективні системи охолодження можуть допомогти дотримуватися суворих екологічних стандартів, оскільки вони можуть сприяти зниженню викидів шкідливих речовин.

- Підтримка оптимальних умов роботи:

Охолодження дозволяє підтримувати оптимальні умови для інших важливих систем, таких як мастило, що також сприяє загальній ефективності двигуна.

- Поліпшення теплового балансу:

Системи охолодження допомагають керувати тепловим балансом двигуна, що важливо для запобігання перегріву та пошкодженню компонентів.

Ефективні системи охолодження є важливим елементом сучасних двигунів, особливо у високотехнологічних авіаційних та аерокосмічних додатках, де вимоги до продуктивності та надійності дуже високі.

Отже, екологічні технології у сучасному авіаційному двигунобудуванні відкривають нові горизонти у створенні стійкої та відповідальної авіації. Інженери та вчені продовжують працювати над новими методами та рішеннями, щоб зробити авіацію більш екологічно чистою та ефективною, вписуючись у глобальні зусилля щодо боротьби зі зміною клімату та скорочення впливу транспорту на навколишнє середовище.

ОСНОВНІ НАПРЯМКИ ВДОСКОНАЛЕННЯ ТРДД

Високі вимоги до технічних даних сучасних літаків визначили перетворення їх у складні авіаційні комплекси при одночасному суттєвому зростанні вартості їх створення та експлуатації.

Оптимізація технічних рішень і зменшення витрат при створенні перспективних літаків вимагає вже на початкових етапах їх проектування ретельної оцінки взаємозв'язку характеристик основних складових елементів авіаційного комплексу.

Вибір двигуна для літака з безлічі можливих варіантів ускладнюється необхідністю обліку параметрів та характеристик усієї силової установки загалом.

Газотурбінні двигуни (ГТД) є основним типом двигунів, які застосовуються у військовій та цивільній авіації. Це зумовлено тим, що тягово-

економічні характеристики цих двигунів добре узгоджуються з аеродинамічними характеристиками літальних апаратів. Остання обставина забезпечує необхідну тягоозброєність літального апарату при прийнятних значеннях економічності авіаційної силової установки [77].

Однією з найскладніших завдань під час створення авіаційного двигуна є вибір параметрів робочого процесу двигуна та розрахунок його експлуатаційних характеристик. Цей етап передує проектування та виготовлення дослідного зразка. Він ґрунтується на вимогах до літального апарату та його силової установки, оцінки технологічних можливостей створення всіх елементів літального апарату та його двигунів, розробці концепції застосування та експлуатації літального апарату.

Вимоги до літального апарату та його силової установки обґрунтовуються з урахуванням його призначення, умов застосування, заданих експлуатаційних та транспортних характеристик. При остаточному обґрунтуванні концепції літального апарату та його силової установки здійснюється ретельний аналіз варіантів проекту. Крім параметрів літака, які характеризуються його аеродинамікою (навантаженням на крило, подовженням крила, аеро-динамічної компоновкою літака та ін.), оптимізуються параметри робочого процесу двигуна (температура газу перед тур-біною, ступінь підвищення тиску в компресорі на розрахунковому режимі, ступінь двоконтурності, температура газу в форсажній камері) та ряд інших параметрів, що визначають ефективність та економічність газотурбінного двигуна.

Створення двигунів нових схем обумовлено перспективами розвитку літальних апаратів. Воно передбачає вирішення таких завдань [77]:

- покращення характеристик двигунів за рахунок використання термодинамічних циклів з високими параметрами;
- використання змінюваних термодинамічних циклів в залежності від умов польоту;
- використання двигунів безпосередньо для створення підйомної сили крила.

- Вартість палива є значною частиною прямих експлуатаційних витрат під час експлуатації літаків.

Тому сучасні розробки спрямовані створення літаків з високоекономічними двигунами.

У розробках ряду фірм важливе місце займають дослідження з удосконалення параметрів та характеристик гвинтовентиляторів. Відомо, що зменшення витрати палива за рахунок встановлення на літаку двоконтурних двигунів можливе лише у разі, якщо підвищення ступеня двоконтурності не супроводжується значним зростанням маси та зовнішнього опору силової установки.

ТВВС з гвинтовентилятором за загального ступеня підвищення тиску в компресорі 25 та температурі газу перед турбіною на крейсерському режимі 1600 К має значні переваги порівняно з ТРДД при дозвукових швидкостях польоту, відповідних $M=0,7...0,8$. При вищих значеннях M ці переваги зменшуються.

Перспективними напрямками у розвитку двигунів є:

1. схема open rotor або propfan engine (рис 1.1).



Рис. 1.1 – двигун Д-70 (створений за схемою open rotor) літака АН-70

Відкритий роторний двигун (Open Rotor Engine) є типом турбореактивного двигуна, який має два контроптри (пропелери), розташовані без обшивки або з мінімальною обшивкою. Це відрізняється від традиційних турбореактивних двигунів, таких як турбовентилятори, де контроптри покриті кожухом.

Можливі переваги Open Rotor Engine включають більший ККД завдяки більшому конкретному тяговому зусиллю і меншому споживанню палива порівняно з турбовентиляторами. Такі двигуни можуть забезпечити значні економічні та екологічні переваги завдяки своїй ефективності.

Недоліками Open Rotor Engine є більш високий рівень шуму і вібрації, що може потребувати додаткових заходів з управління шумом і вібрацією. Також потрібні зміни в аеродинамічному проектуванні крила для оптимальної інтеграції таких двигунів [78].

CFM International запустила RISE engine – нову демонстраційну програму двигуна з відкритою роторною архітектурою (рис. 1.2), яка обіцяє забезпечити 20% підвищення ефективності палива порівняно з сучасними вузькофюзеляжними силовими установками.

Льотні випробування в рамках програми RISE — або революційної інновації для стійких двигунів — заплановані на середину десятиліття, щоб відпрацювати технології, необхідні для введення нової силової установки в експлуатацію в 2030-х роках.



Рис. 1.2 – концепт двигуна RISE з відкритою роторною архітектурою [78]

Цілі програми включають зменшення споживання палива та викидів вуглекислого газу більш ніж на 20% порівняно з поточним двигуном CFM Leap, який сам забезпечив 15% покращення спалювання палива порівняно з попереднім CFM56 (рис. 1.3).



Рис. 1.3 – двигун CFM56

RISE базується на десятиліттях досліджень конструкцій відкритого гвинта в GE Aviation і Safran (спільних власниках CFM), включаючи GE36 (рис. 1.4)

середини 1980-х років, який з'явився на авіасалоні у Фарнборо в 1988 році на борту McDonnell Douglas MD-80.



Рис. 1.4 – двигун GE36

Однак удосконалення технології матеріалів і цифрового моделювання дозволили партнерам усунути значні розміри, вагу та рівень шуму, притаманні цим попереднім конструкціям.

Архітектура відкритого ротора забезпечує «величезну тягову ефективність», але здатна «літати зі швидкістю сучасних турбовентиляторів».

Діаметр вентилятора було значно зменшено до 144-156 дюймів (365-396 см) – відповідно до зовнішнього діаметра вузькофюзеляжного двигуна поточного покоління – що дозволяє встановити його на вузькофюзеляжний літак.

Крім того, вирішино «спростити» загальну архітектуру порівняно з попередніми двигунами з відкритим ротором [78].

RISE має один обертовий вентилятор із змінним кроком лопатей із вуглецевого волокна, за якими розташований ряд статичних направляючих лопаток. Попередній демонстратор Safran Sage 2 мав другий ступінь вентилятора, що обертався протилежно, але для цього були потрібні складні внутрішні конструкції, які були дуже важкими.

Турбомашина системи міститься в прискорювачі, що складається з високотемпературного високошвидкісного сердечника та високошвидкісної турбіни низького тиску.

Температури та коефіцієнти тиску в ядрі перевищуватимуть ті, що спостерігаються в поточних двигунах CFM Leap [78].

Ступенева зміна продуктивності стане можливою завдяки використанню передових матеріалів. Це включає композити з керамічною матрицею, які вже використовуються в кожухах двигунів сімейства Leap, а також використання 3D-друку для виготовлення нових структур – наприклад, лопаток статора з внутрішніми каналами для кращого охолодження [78].

Важливо те, що двигун RISE не залежатиме від джерела палива – зможе працювати на 100% екологічному авіаційному паливі або водні – забезпечуючи гнучкість для майбутніх застосувань.

Покращення спалювання палива на 20% може мати вирішальне значення для протидії ймовірній більшій вазі баків для водневого палива, що дозволить авіакомпаніям підтримувати поточні маршрути.

Кілька електрогенераторів також будуть встановлені на двигуні, здатні витягувати або забезпечувати енергію за потреби. Конструкція дозволе передавати потужність від однієї котушки до іншої залежно від фази польоту для оптимізації котушок.

GE намагається вирішити деякі проблеми, починаючи з випробувань відкритих роторів у 1980-х роках. Як наслідок, архітектура дозріла з десятиліть тому. Ці випробування наприкінці 1980-х років довели ефективність концепції відкритого ротора, але показали, що шум залишається серйозною проблемою, яку необхідно вирішити. Проте триваючі дослідження та передові інженерні інструменти, удосконалені протягом десятиліть тестування двигунів з відкритою роторною архітектурою, а також новітні комп'ютерні інструменти проектування дозволили оптимізувати форму крила для як продуктивності, так і акустики. Це дозволить RISE відповідати майбутнім акустичним нормам [79].

Демонстраційний двигун RISE матиме розмір тяги 30 000 фунтів (133 кН). З відкритою конструкцією ротора можна досягти крейсерської швидкості, яка дорівнює поточному рівню і навіть трохи більше.

Хоча CFM спочатку націлений на сегмент коротких і середніх дальностей, дизайн може бути адаптований до потреб клієнтів, навіть потенційно масштабований для широкофюзеляжних застосувань.

GE і Safran продовжили своє партнерство в CFM на десятиліття, причому угода, яка розпочалася в 1974 році, тепер діє до 2050 року.

Але найближчим часом попит, ймовірно, буде на новий вузькофюзеляжний двигун; Потенційний клієнт Airbus зазначив, що можливий наступник A320neo може вийти в 2030-х роках.

Але новий літак доведеться проектувати на основі нових силових установок (рис. 1.5). Для досягнення тягової ефективності немає сенсу встановлювати двигун нового покоління на вчорашній планер і сподіватися на хороші характеристики [79].



Рис. 1.5 – концепт літака з двигуном RISE

2. Коцепція розподілення силових установок на літаку (рис. 1.6)

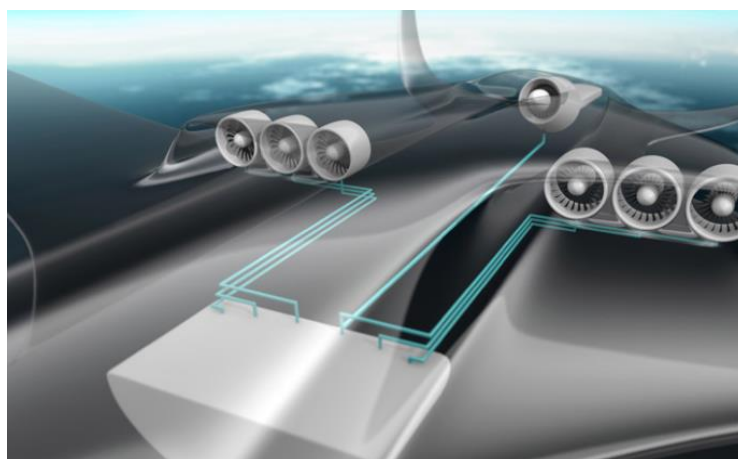


Рис. 1.6 – приклад схеми розподілення силових установок на літаку

Розподілена силова установка на літаку (Distributed Propulsion System) - це концепція, в якій тягові двигуни розміщені на кількох точках або поверхнях літака, замість традиційного центрального розташування. Ця концепція може включати в себе використання різних видів двигунів, таких як електричні пропелери, турбореактивні або турбовентиляторні двигуни, розташованих на крилах, хвості, фюзеляжі або навіть на кришці кабіни [80].

Переваги розподіленої силової установки включають покращену аеродинаміку, збільшену ефективність, зниження вібрації та шуму, а також більшу надійність через можливість резервування потужності між різними двигунами. Крім того, така система може забезпечувати певну ступінь резервування в разі відмови одного з двигунів.

Проте розподілена силова установка також може мати виклики, пов'язані з складнішим управлінням системами, вагою та складністю проектування, а також з питаннями щодо безпеки і технічної надійності. Також вона вимагає нових методів регулювання та управління для оптимального використання розподіленої тяги [80].

3. схема літака з електричним двигуном з вентилятором

Електричний двигун з вентилятором представляє собою систему, де електричний двигун використовується для приведення в рух вентилятора, який генерує тягу для приводу повітряного транспорту, такого як літаки або дрони [81].

- Електричні двигуни мають високий КПД, в порівнянні з традиційними авіаційними двигунами з внутрішнього згорання. Вони можуть бути більш ефективними використовувати енергію і забезпечувати більшу тягу на одиницю витрат палива.

- Електричні двигуни не викидають в атмосферу відходи, що створюють парниковий ефект, такі як вуглекислий газ та оксиди азоту, як це роблять двигуни з внутрішнім згоранням.

- Електричні двигуни зазвичай мають менший рівень шуму порівняно з традиційними авіаційними двигунами, що може бути важливим для підвищення комфорту пасажирів та зменшення впливу на довкілля.

- Електричні двигуни зазвичай мають обмежену потужність або енергетичну щільність батарей, що може обмежувати дальність польоту або завдавати викликів щодо тривалості польоту.

- Перезарядка батарей може займати значний час порівняно з заправкою традиційного літака паливом, що обмежує ритмічність польотів та збільшує час очікування для пасажирів і екіпажу.

- Батареї є важкими, що може впливати на загальну масу літака та його здатність до носіння вантажу та пасажирів.

- Вартість батарейних технологій залишається високою, що робить електричні літаки дорожчими в експлуатації та придбанні порівняно з традиційними літаками з паливними двигунами.

Airbus E-Fan - це приклад електричного літака (рис.1.7), розроблений компанією Airbus Group [82].



Рис. 1.7 - Airbus E-Fan

4. Літаки з гібридними двигунами

Гібридні двигуни літаків поєднують у собі два або більше джерела енергії, зазвичай внутрішнього згоряння та електричну енергію, для приведення в рух літака. Гібридні системи можуть бути більш ефективними, оскільки комбінують переваги двох різних джерел енергії. Внутрішнє згоряння може бути використане для довгих перельотів, а електричні двигуни - для коротких польотів або для

енергозбереження під час злету та посадки. Використання електричних двигунів у гібридних системах може зменшити викиди шкідливих речовин, таких як вуглекислий газ та оксиди азоту, сприяючи зменшенню впливу на довкілля. Електричні двигуни зазвичай мають менший рівень шуму порівняно з традиційними авіаційними двигунами, що може покращити комфорт для пасажирів та зменшити вплив на довкілля. Гібридні системи дозволяють літакам користуватися різними джерелами енергії, що може зробити їх більш гнучкими та менш залежними від конкретного виду палива [83].

Однак гібридні двигуни літаків також можуть мати свої виклики, такі як складність системи, вага та обмеженість технологій, що можуть впливати на ефективність та вартість. Також потрібна інфраструктура для підтримки гібридних систем на аеропортах та в інших місцях.

Один з прикладів гібридного літака - "Airbus E-Fan X" (рис. 1.8). Це проект спільної розробки Airbus, Rolls-Royce та Siemens, спрямований на створення гібридного електричного приводу для літаків [84].



Рис. 1.8 - Airbus E-Fan X [80]

Один з недоліків гібридних літаків полягає в складності системи та її впровадженні. Так як гібридні літаки потребують інтеграції двох або більше різних джерел енергії та систем приводу. Це може призвести до складності управління, підтримки та обслуговування. Додавання компонентів для гібридної системи може збільшити загальну масу та об'єм літака, що може вплинути на його продуктивність, дальність польоту та корисне навантаження. Додавання нових компонентів і систем до літака може збільшити ризик відмов та

несправностей. Це вимагає додаткових заходів з управління ризиком та забезпечення надійності.

Найсучаснішими двигунами є:

1. High Bypass Ratio (HBR) engine

Двигуни з високим ступенем двоконтурності (High Bypass Ratio Engines) є основними у сучасних пасажирських літаках. Високе співвідношення обтічної ділянки дозволяє досягти великої тяги при низьких швидкостях, що важливо для злітно-посадкових операцій та польотів на невеликій висоті. Ці двигуни зазвичай відзначаються високою пальнозбереженістю, що робить їх привабливими для авіакомпаній, оскільки вони дозволяють знизити витрати на паливо. Вони менш шумні і зазвичай мають менші викиди шкідливих речовин порівняно з двигунами з низьким співвідношенням обтічної ділянки. Але високе співвідношення обтічної ділянки часто призводить до більших розмірів та маси двигуна, що може вплинути на загальну масу та розміри літака. Но з іншої сторони вони можуть мати відмінну ефективність у різних режимах польоту, що потребує аналізу з точки зору оптимізації польотних процесів [85].

Один з прикладів двигуна з високим співвідношенням обтічної ділянки - це Pratt & Whitney PW1000G (рис. 1.9), також відомий як PurePower PW1000G. Цей двигун використовує передові технології, такі як зменшення внутрішнього опору і високоефективні компресори, що дозволяють досягти високого співвідношення обтічної ділянки. PW1000G встановлюється на літаках серії Airbus A320neo, Bombardier CSeries (тепер Airbus A220), Embraer E-Jets E2 та інших. Він відзначається низьким рівнем шуму, паливозбереженістю та відмінними тяговими характеристиками.



Рис. 1.9 - Pratt & Whitney PW1000G

2. Geared Turbofan engine

Geared Turbofan Engine (GTF) - це нова генерація авіаційних двигунів, які використовують редуктор для зменшення обертової швидкості вентилятора. Зубчаста передача дозволяє оптимізувати швидкість вентилятора, зменшуючи внутрішні втрати та підвищуючи ефективність. Зменшення обертової швидкості вентилятора дозволяє знизити споживання палива, що робить GTF економічнішими порівняно з традиційними турбовентиляторними двигунами. Зменшення обертової швидкості вентилятора також може сприяти зниженню шуму, що робить GTF більш прийнятним для пасажирів і мешканців місць, через які пролягають маршрути польотів. Використання зубчастої передачі дозволяє покращити розподіл тяги та оптимізувати роботу вентилятора, що покращує загальні характеристики двигуна [86].

На літаках Boeing використовується двигун Pratt & Whitney GTF (Geared Turbofan), зокрема модель PW1900G (рис. 1.10). Цей двигун встановлюється на літаки Boeing 737 MAX. Geared Turbofan Engine допомагає забезпечити

покращену ефективність, низький рівень шуму і зниження викидів, що робить його привабливим для використання в сучасних авіалайнерах.



Рис. 1.10 - Pratt & Whitney PW1900G

3. Three Spool Turbofan engine

Тривальовий турбовентиляторний двигун (Three Spool Turbofan Engine) є одним з видів турбореактивних двигунів, що використовуються у сучасній авіації. Тривальові турбовентиляторні двигуни зазвичай мають вищий рівень ефективності порівняно з двигунами з меншою кількістю валів. Це досягається завдяки більш точному регулюванню кожного вала та оптимізації внутрішнього обертання. Завдяки розділенню потоків повітря на три ступені обертання, тривальові двигуни можуть досягти оптимального балансу між витратою палива та отриманням потрібної тяги. Розділення двигуна на три ступені дозволяє зменшити внутрішні викиди та механічний знос, що може підвищити надійність роботи [87].

Ці двигуни часто використовуються на великих пасажирських літаках та в громадському та військовому авіаційному транспорті. Один з прикладів тривальового турбовентиляторного двигуна - це Rolls-Royce Trent 800 (рис 1.11).

Цей двигун використовується на таких літаках, як Boeing 777. Rolls-Royce Trent 800 має тривалу архітектуру, що означає, що він складається з трьох незалежних валів: низького тиску, середнього тиску та високого тиску.

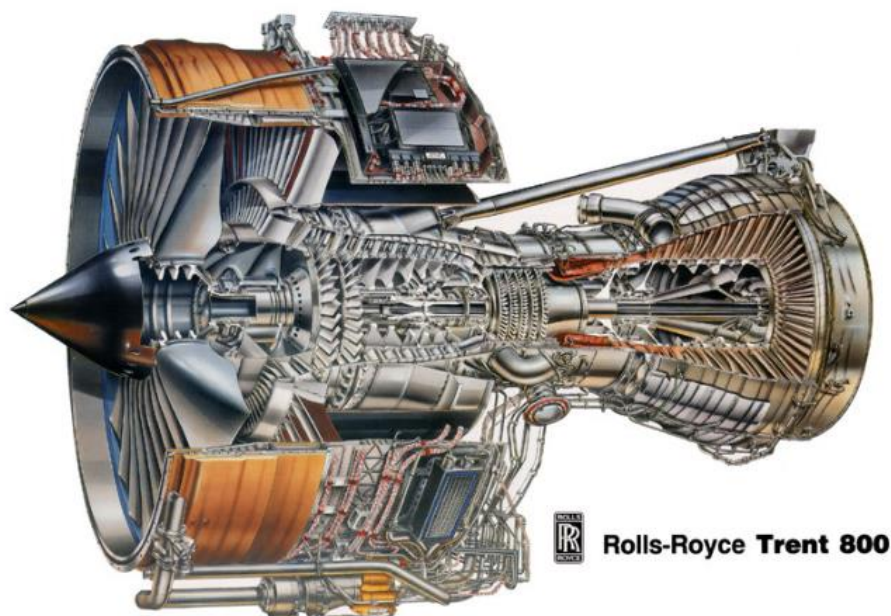


Рис. 1.11 - Rolls-Royce Trent 800

4. Intercooled Turbofan (ITF)

Турбовентиляторний двигун з проміжним охолодженням (Intercooled Turbofan Engine) є одним зі способів підвищення ефективності і тяги двигуна шляхом використання проміжного охолодження повітря між компресорними ступенями. Проміжне охолодження дозволяє знизити температуру повітря між компресорними ступенями, що дозволяє підвищити ступінь стиснення та підвищити ефективність циклу. Охолоджене повітря менше нагрівається під час стиснення, що допомагає зменшити внутрішні втрати та підвищує ефективність стиснення. Зниження температури повітря дозволяє використовувати більше палива і підвищує тягу, що поліпшує характеристики двигуна [88].

Проміжне охолодження вимагає додаткового обладнання та технічної складності, що може підвищити вартість та складність обслуговування. Турбовентиляторні двигуни з проміжним охолодженням не є загально поширеними в авіаційній індустрії, оскільки це досить складна технологія.

Один з прикладів концептуального розроблення - це проект університету Массачусетського технологічного інституту (MIT) та компанії Pratt & Whitney, що включає в себе концепцію турбореактивного двигуна, який використовує проміжне охолодження повітря. Цей проект мав на меті зменшити витрати палива та знизити викиди вуглекислого газу [89].

Bleedless Engine (BE)

Двигун без системи відбору повітря (Bleedless Engine) – один із видів сучасних двигунів, наприклад використовується на літаках Airbus A350 - Rolls-Royce Trent XWB (рис. 1.12)

Відсутність системи відбору повітря дозволяє підвищити ефективність двигуна та знизити споживання пального. Це досягається за рахунок оптимізації процесів стискання повітря та ефективного використання його для генерації тяги. Також спрощує конструкцію двигуна та дозволяє знизити його масу, що важливо для підвищення тяги-масового відношення та зниження витрат палива. Зменшення споживання палива та підвищена ефективність можуть призвести до зниження викидів шкідливих речовин, що сприяє покращенню екологічних характеристик двигуна [90]



Рис. 1.12 - Rolls-Royce Trent XWB

Підвищення економічності авіаційних силових установок можливе не тільки за рахунок застосування нових конструкційних схем, а також і за рахунок використання двигунів зі зміною параметрів термодинамічних циклів, застосування регенеративних теплообмінників, силових установок, що забезпечують управління обтіканням поверхні крила та систем ламінаризації обтікання літака.

Оцінки економічної ефективності за прямими експлуатаційними витратами (ПЕВ) використання на літаку ТРДР регенерації теплової енергії показали наступне. При дальності польоту до 3000 км для літака, у якому встановлений ТРДД з регенератором, ПЕВ на 2 % вище, ніж літака зі звичайним ТРДД без регенератора. Тільки за дальності польоту 9000 км ПЕВ для літака з ТРДД з регенератором будуть на 2% нижчі.

Одним з варіантів підвищення ефективності силових установок з ГТД є використання двигунів, розташованих у хвостовій частині фюзеляжу, енергії прикордонного шару, який формується на поверхні фюзеляжу перед вхідним перерізом двигунів. Прикордонний шар «зливається» з поверхні фюзеляжу через кільцеву щілину і додається до витрати повітря, що поступає в двигуни [91].

Оцінити позитивний ефект відсмоктування (зливу) прикордонного шару можна на основі порівняння сили тяги звичайного двигуна із силою тяги ГТД, в якому використовується енергія прикордонного шару. При повному розширенні в реактивному соплі ретельного ГТД сила тяги визначається за виразом $R=G(c-V)$.

Сила тяги силової установки з ГТД, в якій використовується енергія прикордонного шару, визначається за виразом [92]

$$R=G[c(1+g_{nc})-V,$$

де g_{nc} - відношення витрати повітря прикордонного шару до витрати повітря через

Без урахування втрат управління прикордонним шаром підвищення тяги становить 1.3 % залежно від розмірів літака і параметрів ГТД . Крім підвищення

тяги за рахунок збільшення витрати повітря через двигун може бути зменшено загальний опір літака на 15 ... 20%.

Двигун із змінними параметрами робочого процесу циклу може забезпечити поліпшення характеристик ГТД у широкому діапазоні режимів висот та швидкостей польоту. Зміна параметрів термодинамічного циклу ТРДД забезпечується пристроєм для перерозподілу потоків повітря між внутрішнім і зовнішнім контурами.

Існують дві концепції ТРДД із зміною параметрів робочого процесу циклу. Перша ґрунтується на застосуванні клапанів або засобів, які змінюють напрямок течії повітря у контурах двигуна. Друга концепція передбачає регулювання прохідних перерізів двигуна та частот обертання роторів.

На початковому етапі досліджень рядом фірм розглядалися схеми ТРДДФ і ТРДД з регулюванням прохідних перерізів і секціями для створення перехресної або паралельної течії повітряних потоків. Якщо потоки мають паралельне рух, реалізується цикл одноконтурного ТРД з високим ступенем підвищення тиску. Цикл ТРДД реалізується при перехресному перебігу повітря. Сумарний витрата повітря в цьому випадку збільшується вдвічі.

Засоби перемикавання мають дуже велику масу і характеризуються великими втратами енергії. Установка додаткового каналу повітрязабірника для збільшення витрати повітря при роботі двигуна за циклом ТРДД значно ускладнює конструкцію і призводить до зростання аеродинамічного опору мотогондоли. У свою чергу, при закритті каналу зовнішнього контуру в надзвуковому польоті виникає додатковий донський опір.

Можна відзначити основні напрямки вдосконалення авіаційних силових установок із газотурбінними двигунами [21]:

- вдосконалення параметрів робочого процесу ГТД;
- вдосконалення параметрів та характеристик елементів газотурбінних

двигунів шляхом використання перспективних методів розрахунку перебігу;

- вдосконалення камер згоряння ГТД за рахунок підвищення повноти згоряння палива в широкому діапазоні режимів роботи (застосування каталітичних, двозонних, вихрових камер згоряння);
- застосування ГТД з регенерацією тепла та ГТД із змінними параметрами циклу;
- застосування вентиляторів з поворотними лопатями, газових турбін з поворотними сопловими апаратами;
- інтеграція параметрів та характеристик літального апарату та двигуна.

ТРИКОНТУРНИЙ ГАЗОТУРБІННИЙ ДВИГУН

Один з основних недоліків одноконтурних газотурбінних двигунів - їх відносно низька економічність, обумовлена високим рівнем теплових втрат внаслідок високих значень температури газу на виході з двигуна. Кращої паливної економічності, ніж ТРД мають двоконтурні турбореактивні двигуни - ТРДД і турбогвинтові двигуни [93].

ТРДД з великим ступенем двоконтурності є основним типом газотурбінних двигунів, які встановлюються на сучасних дозвукових пасажирських і транспортних літаках.

Відомі конструкції двоконтурних двигунів із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки, які створені на основі базових одноконтурних газогенераторів ТРД. Прикладами ТРДД заднім розташуванням вентилятора можуть бути двигуни GP-700, CJ.805-23 (рис. 1.13).

Застосування турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві основні завдання, що стоять під час створення газотурбінних двигунів.

По-перше, з найменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства газотурбінних двигунів на основі одного базового газогенератора. Наприклад, фірмою Дженерал-Електрик на базі газогенератора серійного турбореактивного двигуна J-79 був

створений ТРДД з турбовентиляторною приставкою CJ805-21, а на базі одноконтурного двигуна J-85 двоконтурний двигун CF-700-1, що має тягу в стартових умовах на 3 -40% більшу, ніж вихідні двигуни. Ступінь збільшення тяги порівняно з тягою вихідного двигуна зменшується зі зростанням швидкості польоту. На крейсерському режимі польоту з дозвуковою швидкістю збільшення тяги становить до 15%.

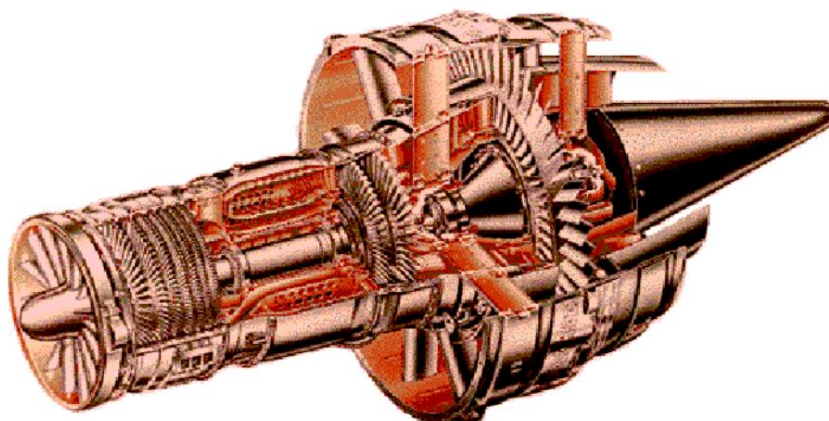


Рис. 1.13 – Двигун з турбовентиляторною приставкою CJ.805-23

По-друге, суттєво підвищити економічність авіаційної силової установки з ГТД на дозвукових швидкостях польоту. Поліпшення економічності пояснюється збільшенням тяги двигуна за практично незмінною витраті палива в контурі газогенератора.

Схема ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки на базі модуля газогенератора ТРД J-85 представлена на рис. 1.14 [93]

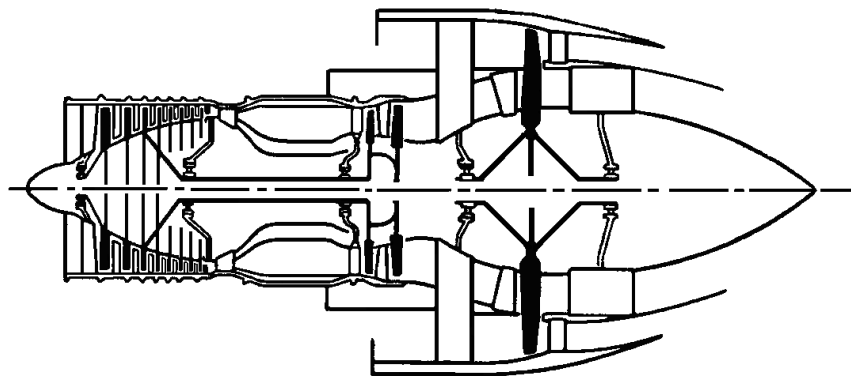


Рис. 1.14 – Схема ТРДД на базі модуля газогенератора ТРД J-85 [93]

З точки зору аеродинамічної інтеграції силової установки та літального апарату ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки (штовхаючий турбовентилятор) дозволяє найбільш повно реалізувати аеродинамічні характеристики крила і покращити акустичні характеристики силової установки. Інтенсивність шуму у стартових умовах знижується в середньому на 8-10 дБ [93].

Основний недолік конструктивно-компонувальної схеми

ТРДД із заднім розташуванням полягає у суттєвій температурній нерівномірності потоку в каналі турбовентиляторної приставки: внутрішня - турбінна частина робочого колеса обтікається гарячим газом за турбіною з температурою $T_t^* = 800 - 900\text{K}$; зовнішня частина приставки, яка працює як вентилятор другого контуру, обтікається повітряним потоком з параметрами атмосферного повітря. Це призводить до високого рівня температурної напруги в робочих лопатках колеса.

На рис. 1.15 зображена схема двовального триконтурного двигуна зі змішуванням потоків першого та другого контурів у камері змішування, розташованій між турбіною газогенератора і турбіною турбовентиляторної приставки. Газовий потік, що виходить із турбіни низького тиску газогенератора, є робочим тілом для турбіни турбовентиляторної приставки [93].

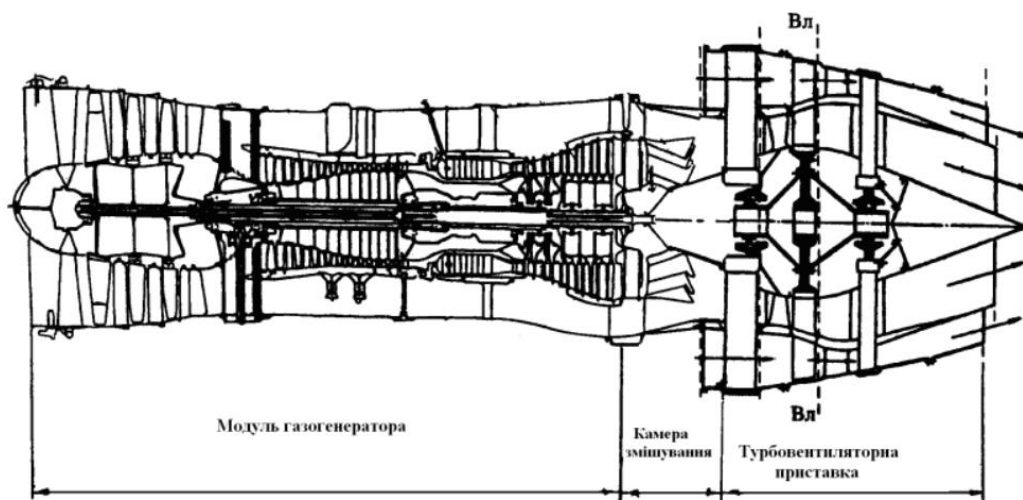


Рис. 1.15 – Схема ТРДД із заднім розміщенням турбовентиляторної [93]

Основні елементи триконтурного двигуна показані на рис. 8: вхідний напрямний апарат внутрішнього (газогенера-торного) контуру; 2 - компресор низького тиску першого та другого контурів газогенератора; 3 - канал другого контуру газогенератора; 4 - компресор високого тиску першого контуру газогенератора; 5 - камера згоряння газогенераторного контуру; 6,7 - багатовальна газова турбіна внутрішнього контуру; 8 - камера змішування газогенераторного контуру; 9 - вхідний напрямний апарат третього контуру; 10 – турбінний контур робочого колеса турбовентиляторної приставки; 11 – вентиляторний (третій) контур робочого колеса турбовентиляторної приставки; 12 - спрямовує апарат третього контуру турбовентиляторної приставки, 13 - реактивне сопло зовнішнього (третього) контуру; 14 - реактивне сопло внутрішнього контуру [93].

Через реактивне сопло внутрішнього контуру виходить газ, який виходить після перемішування камери змішування газового потоку першого контуру і повітря другого контуру. Цей газ створює тягу внутрішнього контуру ТРТД.

Через реактивне сопло виходить повітря, що проходить через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки, який створює тягу зовнішнього контуру ТРТД.

Основна особливість робочого процесу ТРТД в порівнянні з робочим процесом ТРД полягає в тому, що в ТРТД для створення потужності турбіною турбовентилятора використовується енергія газового потоку, що виходить з змішування камери потоків першого і другого контурів.

У камері змішування відбувається обмін енергією між повітрям другого контуру газогенератора та газовим потоком за турбіною газогенератора. З камери змішування газ надходить у турбіну турбовентиляторної приставки і виходить з двигуна через сопло внутрішнього контуру [93].

ПРОБЛЕМИ ПРИ РОЗРОБЦІ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТРИКОНТУРНИХ ДВИГУНІВ

Розміщення вентилятора на задній кромці крила створює складнощі з аеродинамікою, оскільки потрібно урахувати взаємодію з іншими компонентами крила та фюзеляжу, а також міняються характеристики потоку повітря. Вентилятор, розташований на задньому краї крила, може збільшити рівень шуму та вібрацій як у кабіні пасажирів, так і в кабіні екіпажу. Робочий процес двигуна може створювати значне теплове навантаження на задній край крила, що потребує ефективної системи охолодження та розподілу тепла. Триконтурні двигуни можуть бути важкими та великими, що вимагає вдосконалених інженерних рішень для їхнього встановлення та інтеграції в конструкцію літака. Також необхідно розробляти спеціальні системи керування та стабільності для забезпечення правильного функціонування літака з AFT двигунами, враховуючи їх вплив на керованість та поведінку в різних режимах польоту [94].

Після впровадження в експлуатацію AFT fan engine може зіткнутися з рядом проблем, які варіюються в залежності від конкретної конфігурації та умов експлуатації. Робочий процес двигуна може створювати значну кількість тепла, що може призвести до перегріву компонентів на задньому краї крила та потребує ефективної системи охолодження. Вентилятор на задньому краї крила може відбивати забруднення з землі, що може вплинути на ефективність двигуна та вимагати частішого технічного обслуговування. Доступ до двигуна для технічного обслуговування та ремонту може бути обмеженим через його розташування на задньому краї крила, що може ускладнити процеси технічного обслуговування. Встановлення триконтурного двигуна може збільшити масу літака та зсунути центр тяжіння, що може вплинути на його поведінку та керованість. Для експлуатації такого двигуна може знадобитися спеціалізоване обладнання та підготовлений персонал для обслуговування та ремонту [94].

КАМЕРА ЗМІШУВАННЯ

Камери змішування застосовуються у двоконтурних турбореактивних двигунах. Особливістю будь-якого двоконтурного двигуна є поділ потоку повітря, що надходить двигун, на дві частини.

Частина повітря, що надходить у внутрішній контур, після стиснення в компресорі бере участь потім у процесі горіння палива. При подальшому розширенні продуктів згоряння турбіні за рахунок зменшення їх повної ентальпії забезпечується отримання роботи (і потужності), необхідної для обертання компресора [95].

Інша частина повітря після компресора низького тиску (вентилятора) надходить у зовнішній контур.

У двигунів зі змішуванням потоків потоки газу, що виходить з турбіни, і повітря, що проходить через зовнішній контур, перемішуються за турбіною в спеціальній камері, званої камерою змішування, і далі далі двигуна через загальне сопло.

Дослідження показують, що при досить повному перемішуванні потоків, що випливають з внутрішнього і зовнішнього контурів, можна отримати деяке збільшення питомої тяги і поліпшення економічності двигуна в порівнянні з двигуном без змішування потоків.

Призначенням камер змішування є забезпечення досить повного змішування потоку повітря із зовнішнього контуру з газовим потоком, що з турбіни [95].

Однак зазначений позитивний ефект від змішування потоків може наступити лише при незначному рівні гідравлічних втрат, що супроводжують процес змішування, а для повного перемішування потоків, якщо не вживати спеціальних заходів, зазвичай потрібна камера змішування, довжина якої значно перевищує її діаметр. Тому основними вимогами камер змішування є висока повнота змішування при незначних втратах повного тиску і мінімальних габаритних розмірах.

В триконтурних реактивних двигунах, потоки газу які виходять після камери згорання змішуються з потоком повітря з другого контуру і направляються на турбовентиляторну приставку. При відносно невеликих розмірах камери змішування потік з нерівномірним тепловим пограничним шаром направляється на лопатку турбіни, що призводить к великим тепловим наванатженням.

Підвешення економічних та ефективних характеристик газотрубінних двигунів може досягатись на основі рішення комплексного ряду задач, які визначені параметрами і характеристиками авіаційних силових установок та літальних апаратів. Одним з можливих варіантів підвешення ККД універсального модуля газогенератору є додавання турбовентиляторної приставки. В такому випадку треба вирішити ряд задач над оптимізацією характеристик двигуна з турбовентиляторною приставкою. В данній роботі ставится задача знайти оптимальні параметри камери змішування у двигуні з турбовентиляторною приставкою.